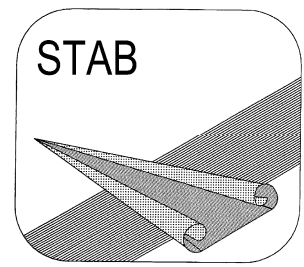


STAB



J A H R E S B E R I C H T

2010

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Gremien	
Koordinierte Programme der DFG	
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über das 17. STAB-Symposium, 9.-10.11.10 in Berlin	15
STAB-Forschungspreis für Strömungsmechanik	16
15. STAB-Workshop, 2011, „Call for Paper“	17
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	18
Neue wissenschaftliche Zeitschriften : “CEAS Aeronautical Journal“ und “CEAS Space Journal“	19
Statistik zu den „Mitteilungen“	20
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	21
Mitteilungen	32
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	284

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 127 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Dies sind zum größten Teil die Anmeldungen für das STAB-Symposium 2010 in Berlin. Die "Mitteilungen" dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 21 bis 30), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge zu den Fachkreisen sind in drei Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α, β -tisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erst-Autor) zu 4% auf die Industrie, 41% auf die Hochschulen, 53% auf das DLR und 2% auf das ISL. Auf Seite 176 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 20 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Daraus geht hervor, dass die Anzahl der Mitteilungen in Jahren mit Symposium größer als in Jahren mit „Workshop“ sind.

Der STAB-Jahresbericht 2010 ist der letzte Bericht, der im Frühjahr des Folgejahres verteilt wird. Zukünftig wird der Bericht zum Symposium bzw. Workshop erscheinen und die Anmeldungen zu der Veranstaltung als Mitteilungen enthalten. Näheres dazu erfahren Sie auf Seite 14.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2012, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

Ausnahmen bilden alle Autoren und Ko-Autoren des jeweiligen Jahresberichtes und die Mitglieder der STAB-Gremien. Dieser Personenkreis erhält unaufgefordert ein Exemplar.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 265 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Aktualisierte Informationen über STAB finden Sie auch unter: www.dlr.de/agstab

Göttingen, im April 2011

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2011"

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:

e-mail :

Geschäftsstelle der STAB
c/o D L R
Dr. H.-P. Kreplin
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

Die Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (STAB) wurde auf Initiative der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) - Lilienthal-Oberth, e.V. - 1979 von Strömungsforschern, Aerodynamikern und Luftfahrtingenieuren aus DLR, Hochschule und Industrie ins Leben gerufen.

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Präambel der Verfahrensordnung der STAB).

In Zeiten knapper werdender Kassen bei gleichzeitig massiv erhöhtem Wettbewerbsdruck sind diese Ansätze notwendiger denn je. Die öffentlichen Finanziere setzen diese Kooperationsbereitschaft inzwischen aber auch voraus. Da dieser Leitgedanke der STAB dadurch inzwischen anderweitig verfolgt wird, konzentriert sie sich mehr auf fachliche Veranstaltungen.

Vor einigen Jahren ist STAB als ‚Kompetenznetzwerk‘ der DGLR angegliedert worden. Offen ist bisher, wie sich STAB über diesen Status hinaus noch intensiver in die DGLR einbringen kann.

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik - insbesondere die der Luft- und Raumfahrt - aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Bei der Gründung Ende der 70-er Jahre stand die Idee dahinter, über ein hochaktuelles fachliches Thema - identifiziert wurde seinerzeit "Strömungen mit Ablösung" - Forschungsverbünde aus der Industrie, den Hochschulen und der Großforschung zu organisieren. In den folgenden Jahren sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen aufgegriffen worden, womit die STAB sich in der Fachwelt einen wohlbekannten Namen erworben hat. Es sind aber nicht nur diejenigen angesprochen, die sich mit den traditionellen Themen der Strömungsmechanik beschäftigen, sondern es können auch Probleme aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, usw. diskutiert werden.

Die Programm-Leitung hat im November 2000 entschieden, zukünftig das „AG“ im Namen wegzulassen.

Die öffentlichkeitsrelevanten wissenschaftlichen Aktivitäten spiegeln sich in der nachfolgenden chronologischen Entwicklung wider:

- | | |
|--|---------------------------|
| - DGLR-Symposium "Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der Strömungsmechanik und Aerodynamik in der Bundesrepublik Deutschland" | Bonn, 29.11. - 01.12.1978 |
| - "Gespräch über Strömungsforschung in Deutschland" | Ottobrunn, 30.01.1979 |
| - "Memorandum über zukünftige nationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" | Oktober 1979 |

- Programmpräsentation anlässlich der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980
- Programm der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" September 1980
- Programmpräsentation im Bundesministerium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981
- Konstituierung des Kuratoriums und Neuorganisation der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-Leitung/Programm-Ausschuss Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anlässlich der ILA '82 "Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- Neue Impulse für die Strömungsforschung- und Aerodynamik -; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01. - 03.10.1984
- DGLR Workshop "2D-Messtechnik" Markdorf, 18. - 19.10.1988
- 1. DGLR-Fach-Symposium München, 19. - 20.09.1979
- 2. DGLR-Fach-Symposium Bonn, 30.06. - 01.07.1980
- 3. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 23.-25.11.1981
- 4. DGLR-Fach-Symposium Göttingen, 10.-12.10.1983
- 5. DGLR-Fach-Symposium München, 09. - 10.10.1986
- 6. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 7. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 07.-09.11.1990
- 8. DGLR-Fach-Symposium Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994
- 10. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 11.-13.11.1996
- 11. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 10.-12.11.1998
- 12. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 15.-17.11.2000
- 13. DGLR-Fach-Symposium München, 13.-15.11.2002
- 14. DGLR-Fach-Symposium Bremen, 16. - 18.11.2004
- 15. DGLR-Fach-Symposium Darmstadt, 29.11. - 01.12.2006
- 16. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 03. - 04.11.2008
- 17. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 09. - 10.11.2010
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07.-08.03.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10.-11.11.1987
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993

- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995
- 8. STAB-Workshop Göttingen, 11.-13.11.1997
- 9. STAB-Workshop Göttingen, 09.-11.11.1999
- 10. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.2001
- 11. STAB-Workshop Göttingen, 04.-06.11.2003
- 12. STAB-Workshop Göttingen, 08.-09.11.2005
- 13. STAB-Workshop Göttingen, 14.-15.11.2007
- 14. STAB-Workshop Göttingen, 11.-12.11.2009
- 15. STAB-Workshop Göttingen, 09.-10.11.2011

Kurs über "Application of Particle Image Velocimetry, PIV":

findet seit 1993 regelmäßig im DLR-Göttingen statt,
 letztmalig am

21.-25.03.2011

STAB-Symposiums-Tagungsbände, die durch einen Begutachtungs-Prozess gegangen sind:

- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96; Ed.: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 112; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010

Vorschau:

- 15. STAB-Workshop Göttingen, 09.-10.11.2011
 (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite gestellt)
- 20. Kurs "PIV" Göttingen, 19.-23. März 2012

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. R. Behr roland.behr@astrium.eads.net	(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629
Dr. C. Breitsamter Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de	(Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
Prof. Dr. A. Dillmann (<u>Sprecher</u>) andreas.dillmann@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. G. Eitelberg dnw@nlr.nl	(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Prof. Dr. J. Fröhlich Jochen.Froehlich@tu-dresden.de	(TU Dresden) Tel.: 0351 / 463 37607; Fax: 0241 / 463 35246
Prof. R. Henke henke@ilr.rwth-aachen.de	(RWTH Aachen) Tel.: 0241 / 80 96800; Fax: 0241 / 80 92233
Prof. Dr. E. Krämer kraemer@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63401; Fax: 0711 / 685-63438
Dr. R. Höld roland.hoeld@mbda-systems.de	(LFK Unterschleißheim) Tel.: 089 3179-8845; Fax: 089 3179-8908
Dr. G. Heller (<u>Sprecher</u>) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649; Fax: 0421 / 538-4714
Prof. Dr. W. Nitsche (<u>Sprecher</u>) w.nitsche@ilr.tu-berlin.de	(Technische Universität Berlin) Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955
Dipl.-Ing. T. Pinar. thilo.pinar@eads.com	(EADS Militärflugzeuge, München) Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. R. Radespiel R.Radespiel@tu-bs.de	(Technische Universität Braunschweig) Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952
Prof. Dr. C.-C. Rossow Cord.Rossow@dlr.de	(DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dipl.-Ing. D. Schimke dieter.schimke@eurocopter.com	(Eurocopter Deutschland, München) Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. W. Schröder office@aia.rwth-aachen.de	(RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257
Prof. Dr. L. Tichy lorenz.tichy@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862

Projektgruppen

Sprecher:

Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration	Prof. Dr. K.H. Horstmann (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2430; Fax: 0531 / 295-2320 K.H.Horstmann@dlr.de
Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen	Dr. M. Hepperle (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-3337; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: martin.hepperle@dlr.de und Dipl.-Ing. D. Reckzeh (Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2136; Fax: 0421 / 538-2267 daniel.reckzeh@airbus.com
Turbulenzforschung/	Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen)

-modellierung	Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257 office@aia.rwth-aachen.de und Prof. Dr. N. Adams (Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139 e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de
Hyperschall-aerothermodynamik	Dr. J. Longo (ESA-ESTEC, Noordwijk) Tel.: 0031 71 56 56662 e-mail: jose.longo@esa.int
Flow Control, Transition und Laminarhaltung	Dr. G. Schrauf (Airbus Deutschland, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910 e-mail: geza.schrauf@airbus.com
Hochagile Konfigurationen	Dr. R. Höld (LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, Unterschleißheim) Tel.: 089 3179-8845; Fax: 089 3179-8908 e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de
Drehflügleraerodynamik	Dr. K. Richter (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2631; Fax: 0551 / 709-2811 e-mail: kai.richter@dlr.de
Technische Strömungen	Prof. Dr. C. Wagner (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2261; Fax: 0551 / 709-2241 e-mail: claus.wagner@dlr.de

Fachkreise:

siehe hierzu die

„Teilssystem- und Technologieorientierten Fachbereiche (T)“ der DGLR unter www.dglr.de:

Aeroelastik und Strukturodynamik T 1.2	Dipl.-Ing. J. Schweiger (EADS Deutschland) Tel.: 089 / 607-23124; Fax: 089 / 607-28524 e-mail: johannes.schweiger@cassidian.com
Fluid- und Thermodynamik T 2	Dr. K. Becker (Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3361; Fax: 0421 / 538-871-3361 e-mail: klaus.becker@airbus.com
Numerische Aerodynamik T 2.1	Prof. Dr. N. Kroll (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2440; Fax: 0531 / 295-2914 e-mail: norbert.kroll@dlr.de
Experimentelle Aerodynamik T 2.2	Dr. C. Breitsamter (Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139 e-mail: Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de
Strömungsakustik/Fluglärm T 2.3	Prof. Dr. J. Delfs (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2170; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: jan.delfs@dlr.de
Versuchsanlagen T 2.4	Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582 e-mail: dnw@nlr.nl

**Wissenschaftlicher
Koordinator**

Dr. H.-P. Kreplin (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2259; Fax: 0551 / 709-2135
e-mail: hp.kreplin@dlr.de

vormalige Fachkreise der STAB:

Physikalische Grundlagen

Prof. Dr. U. Rist (Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-3432; Fax: 0711 / 685-3438
e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.de

Prof. Dr. C. Tropea (Technische Universität Darmstadt)
Tel.: 06151 / 16-2854; Fax: 06151 / 16-4754
e-mail: ctropea@sla.tu-darmstadt.de

**Mathematische Grundlagen/
Numerische Simulation**

Prof. Dr. D. Kröner (Universität Freiburg)
Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632
e-mail: dietmar@mathematik.uni-freiburg.de

Prof. Dr. N. Adams (Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139
e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de

Messtechnik

Prof. Dr. M. Raffel (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2404
e-mail: markus.raffel@dlr.de

Anlagen

Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord)
Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
e-mail: dnw@nlr.nl

Stand: April 2011

Koordinierte Programme zur Strömungsmechanik der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Exzellenzcluster

259	Intelligente Grenzflächen: Verständnis und Gestaltung von Strömungsberandungen	Prof. Tropea Prof. Stephan	TU Darmstadt
-----	--	-------------------------------	--------------

Schwerpunktprogramme

1207	Strömungsbeeinflussung in der Natur und Technik	Prof. Bleckmann Prof. Tropea	Uni Bonn TU Darmstadt
1276	Skalenübergreifende Modellierung in der Strömungsmechanik und Meteorologie	Prof. Klein	FU Berlin

Forschergruppen

1066	Simulation des Überziehens von Tragflügeln und Triebwerks gondeln	Prof. Radespiel	TU Braunschweig
1182	Wandnahe Transport- und Strukturbildungsprozesse in turbulenten Rayleigh-Benard-, Taylor-Couette- und Rohrströmungen	Prof. Eckardt Prof. Schumacher Prof. Egbers	Uni Marburg TU Ilmenau BTU Cottbus

Sonderforschungsbereiche / Transregios

40	Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme	Prof. Adams	TU München
568	Strömung und Verbrennung in zukünftigen Gasturbinenbrennkammern	Prof. Janicka	TU Darmstadt
609	Elektromagnetische Strömungsbeeinflussung in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie	Prof. Odenbach	TU Dresden
880	Grundlagen des Hochauftriebs künftiger Verkehrsflugzeuge	Prof. Radespiel	TU Braunschweig

Graduiertenkollegs

1095	Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme	Prof. Weigand	Uni Stuttgart
1114	Optische Messtechniken für die Charakterisierung von Transportprozessen an Grenzflächen	Prof. Tropea	TU Darmstadt
1529	Mathematical Fluid Dynamics	Prof. Hieber	TU Darmstadt
1567	Elektromagnetische Strömungsmessung und Wirbelstromprüfung mittels Lorentzkraft	Prof. Thess	TU Ilmenau

Verfassen von „Mitteilungen“:

Auf der Sitzung der Programmleitung von STAB am 09.11.2010 in Berlin wurde der Beschluss gefasst, den Jahresbericht in der bisherigen Form abzuschaffen. Stattdessen sollen die Anmeldungen zum STAB-Symposium bzw. STAB-Workshop zusammengefasst werden und bei der jeweiligen Veranstaltung als Bericht/ Proceedings an die Teilnehmer verteilt werden. Diese zum Ende des laufenden Jahres erscheinende Broschüre ersetzt somit den bisher im ersten Quartal des Folgejahres erstellten Jahresbericht.

Die bisherige recht starre Vorgabe für die Form der Mitteilungen wird ersetzt durch eine zweiseitige Kurzfassung des Beitrags, bei der nur der Kopf vorgegeben ist mit:

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Thema / Titel des Beitrags

Autor(en)

Institution

Adresse

e-mail

Bitte halten Sie sich bei der Anmeldung zur STAB-Veranstaltung unbedingt an die vorgegebenen 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Der Druck erfolgt weiterhin ausschließlich in schwarz/weiß.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung:

Tel.: 0551 / 709 - 2259

Fax : 0551 / 709 - 2135

e-mail: hp.kreplin @dlr.de

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

17. DGLR / STAB Fach-Symposium zur "Strömungsmechanik" in Berlin

Dieses von der Strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft, STAB initiierte Symposium wurde am 9. und 10. November 2010 in Berlin durchgeführt. Gastgeber war das Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin. Die fachliche Leitung lag in den Händen von Herrn Professor W. Nitsche und Frau Dr. I. Peltzer.

Das STAB-Symposium wird alle zwei Jahre veranstaltet. Hierbei werden primär zukunftsweisende Arbeiten aus der Grundlagenforschung, den Forschungsprogrammen des Bundes und der EU, der Förderpolitik der Deutschen Forschungsgemeinschaft, DFG, sowie aus der Forschung und Entwicklung aus der Industrie vorgestellt, die bereits einen gewissen Abschluss erreicht haben. In Gegenphase findet der STAB-Workshop (der nächste im November 2011) statt, der mehr dem informativen Austausch über laufende Arbeiten gewidmet ist. Hier ist der DLR-Standort Göttingen traditioneller Veranstalter. Beide Tagungen genießen national sehr hohes Ansehen und haben längst auch ihre gute Tradition.

Das diesjährige Symposium fand an zwei Tagen statt. Vor mehr als 160 Teilnehmern wurden etwa 110 Vorträge in drei parallelen Sitzungen gehalten. Die Sitzungen waren unterteilt in „Numerische Simulation“, „Numerische Methoden/ Turbomaschinen“, „Flow Control“, „Drehflügler aerodynamik“, „Aerodynamik und Akustik für Eisenbahnen“, „Aeroelastik“, „Transsonik“, „Hochagile Konfigurationen“, „Flow Control / Widerstandsreduktion“, „Aeroakustik“, „Konvektionsströmungen“, „Hyperschallaerothermodynamik“, „Laminar-Turbulente Transition“, „Messverfahren“, „Transportflugzeuge incl. Triebwerksintegration“, „Numerische Simulation / Fluid-Struktur“ und „Laminar-Turbulente Transition / Bionik“. Zudem wurden zwei eingeladene Plenarvorträge gehalten von U. Wenger, Rolls Royce („Fortschritte in der aerodynamischen Auslegung von Verdichtern“) und D. Reckzeh, Airbus Deutschland („Aerodynamic design of the A350XWB multifunctional high-lift wing“).

Bezogen auf die Erst-Autoren kamen die Beiträge zu etwa je 40 % aus den Hochschulen, zu etwa 55% aus Forschungseinrichtungen (DLR, ISL) und nur zu 5% aus der Industrie. Die Industriebeteiligung zeigte leider keinen Anstieg gegenüber dem letzten Symposium 2008.

Es hat sich wiederum gezeigt, wie sehr die STAB lebt, und das Motiv für ihre Gründung heute mehr denn je gültig ist. Wie immer wurde die Gelegenheit genutzt, neue Kontakte zu knüpfen, alte zu erweitern und Verabredungen für zukünftige Arbeiten zu treffen. Dazu trug auch die Abendveranstaltung in der Luftfahrt ausstellung des Deutschen Technikmuseums bei. Hier wurde auch der erstmalig ausgeschriebene STAB-Forschungspreis für Strömungsmechanik verliehen.

Das Logenhaus in Berlin war ein sehr geeigneter Tagungsort. Das Symposium war bestens organisiert. Dafür gilt der Dank Herrn Prof. W. Nitsche und Mitarbeitern vom Institut für Luft- und Raumfahrt. Auch unter Anlegung internationaler Maßstäbe stand das Symposium auf sehr gutem wissenschaftlichem Niveau. Die Vorträge werden nach einem Begutachtungsprozess in der Reihe des Springer-Verlages „Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design“ in englischer Sprache zusammengefasst. Das Erscheinen des Buches ist für Ende 2011 vorgesehen.

Das nächste STAB-Symposium wird 2012 in Stuttgart stattfinden.

Weitere Informationen zu STAB gibt es unter www.dlr.de/agstab

Dr. Hans-Peter Kreplin
Wissenschaftlicher Koordinator der STAB

STAB-Forschungspreis für Strömungsmechanik verliehen

Die Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft STAB in der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V. will herausragende Leistungen im Fach Strömungsmechanik alle zwei Jahre durch die Verleihung des STAB-Forschungspreises würdigen und damit auch für Forschung und Entwicklung in diesem Fach werben. Der Preis ist mit 5.000 Euro dotiert und wird jeweils anlässlich des STAB-Symposiums übergeben.

Im Jahre 2010 wurde der Preis erstmalig ausgeschrieben. Sponsoren des Preisgeldes waren Airbus und das DLR. Der Preis wurde in diesem Jahr geteilt und ging zu gleichen Teilen an:

PD Dr.-Ing. habil. Ilia V. Roisman, TU Darmstadt, FG Strömungslehre und Aerodynamik für seine Arbeit „Inertia dominated drop collisions. II. An analytical solution of the Navier-Stokes equations for a spreading viscous film“

sowie an die Gruppe

Dr. rer. nat. Andreas Schröder und **Dr. rer. nat. Reinhard Geisler**, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, **Dr. ir. Gerrit E. Elsinga** und **Prof. Dr. eng. Fulvio Scarano**, TU Delft und **Dipl. phys. Uwe Dierksheide**, Fa. LaVision, Göttingen für ihre Arbeit "Investigation of a turbulent spot and a tripped turbulent boundary layer flow using time-resolved tomographic PIV"

Die Verleihung der Preise erfolgte während des STAB-Symposiums in Berlin bei der Abendveranstaltung im Deutschen Technikmuseum am 9.11.2010 durch die Sprecher von STAB, Dr. G. Heller, Prof. A. Dillmann und Prof. W. Nitsche.

Dr. Hans-Peter Kreplin
Wissenschaftlicher Koordinator der STAB



STAB-Preisträger 2010:
Dr. A. Schröder (li.) und Dr. I. Roisman (re.)

Call for Paper

für den

15. STAB-Workshop

9. - 10. November 2011

im DLR-Standort Göttingen

Für die Vortragsanmeldungen sind nicht mehr die bekannten Mitteilungen zu verwenden, sondern eine zweiseitige Kurzfassung des Beitrags, bei der nur der Kopf vorgegeben ist mit:

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Thema / Titel des Beitrags

Autor(en)

Institution, Adresse, e-mail

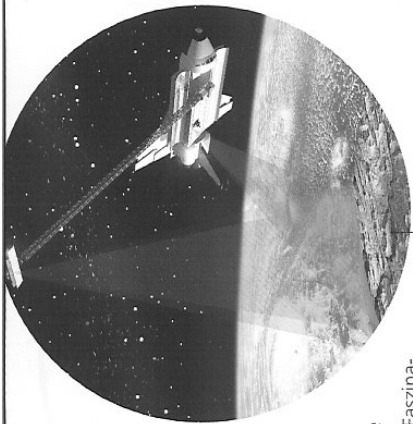
Bitte halten Sie sich bei der Anmeldung unbedingt an die vorgegebenen 2 Seiten und tragen keine Seitenzahlen ein.

Bitte schicken Sie diese bis spätestens

7. Oktober 2011

an den für Sie zuständigen Projektgruppen- bzw. Fachkreisleiter und an die Geschäftsstelle.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle jederzeit zur Verfügung:
Tel.: 0551 / 709 -2259; Fax: -2135; e-mail: hp.kreplin@dlr.de
www.dlr.de/agstab



X-SAR/SRTM – erfolgreiches Programm zur Erdbeobachtung.

Unsere Bitte an alle, die in der Luft- und Raumfahrt tätig sind oder sich in der Ausbildung für einen Beruf in diesem Bereich befinden, sowie an alle Menschen, die unsere Faszination für die Luft- und Raumfahrt teilen:

Nehmen Sie aktiv am

Geschehen der Luft- und

Raumfahrt teil – werden

Sie Mitglied der DGLR!

Und so geht's: Senden Sie den ausgefüllten beiliegenden Aufnahmeartrag als Brief oder Fax an die

DGLR e.V.

Godesberger Allee 70

53175 Bonn

Fax: 02 28 / 30 80 5-24

Ermäßigungen:

- 1/2 Abo-Preis für die „Aerospace Science & Technology“
- Reduzierte Gebühren für nationale und internationale (CEAS) Veranstaltungen
- Rabatt auf Fachliteratur der DGLR

Ausführliche Informationen finden Sie auch unter folgender Adresse im Internet:

<http://www.dglr.de>

Deutsche Gesellschaft für

Luft- und Raumfahrt –

Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)

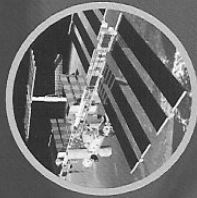
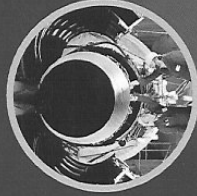
Godesberger Allee 70
D-53175 Bonn

Tel.: 02 28/30 80 5-0
Fax: 02 28/30 80 5-24
Internet: www.dglr.de

Text und Redaktion
Peter Brandt

Druck
Thierbach GmbH
Mülheim an der Ruhr

Gestaltung
ziller design, Mülheim an der Ruhr



Deutsche Gesellschaft
für Luft- und Raumfahrt –
Lilienthal-Oberth e.V.
(DGLR)

Treffpunkt für Luft- und Raumfahrt



CEAS Aeronautical Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies

ISSN: 1869-5582 (print version)

Journal no. 13272

Springer Wien

<http://www.springer.com/springerwiennewyork/engineering/journal/13272>

on-line manuscript submission: <http://www.edmgr.com/canj>

Editor-in-Chief: Andreas Dillmann, Goettingen

Managing Editor: Hans-Peter Kreplin, Goettingen

The CEAS Aeronautical Journal has been created by the Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. Under the umbrella of CEAS, the research organisation DLR and the agency ESA support the Journal.

The CEAS Aeronautical Journal is devoted to publish new developments and results in all areas of aeronautics-related science and technology. Also of interest are (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to aeronautics and descriptions of the potential way forward. The topics of the journal are aeroacoustics, aeroelasticity, air transport system, air traffic management, flight mechanics, flight physics and aerodynamics, propulsion, structures and materials. Also welcome are reports on new developments in design and manufacturing of aircraft, rotorcraft, missiles and unmanned aerial vehicles.

The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.



CEAS Space Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies

ISSN: 1868-2502 (print version), 1868-2510 (electronic version)

Journal no. 12567

Springer Wien

<http://www.springer.com/springerwiennewyork/engineering/journal/12567>

on-line manuscript submission: <http://www.edmgr.com/ceas>

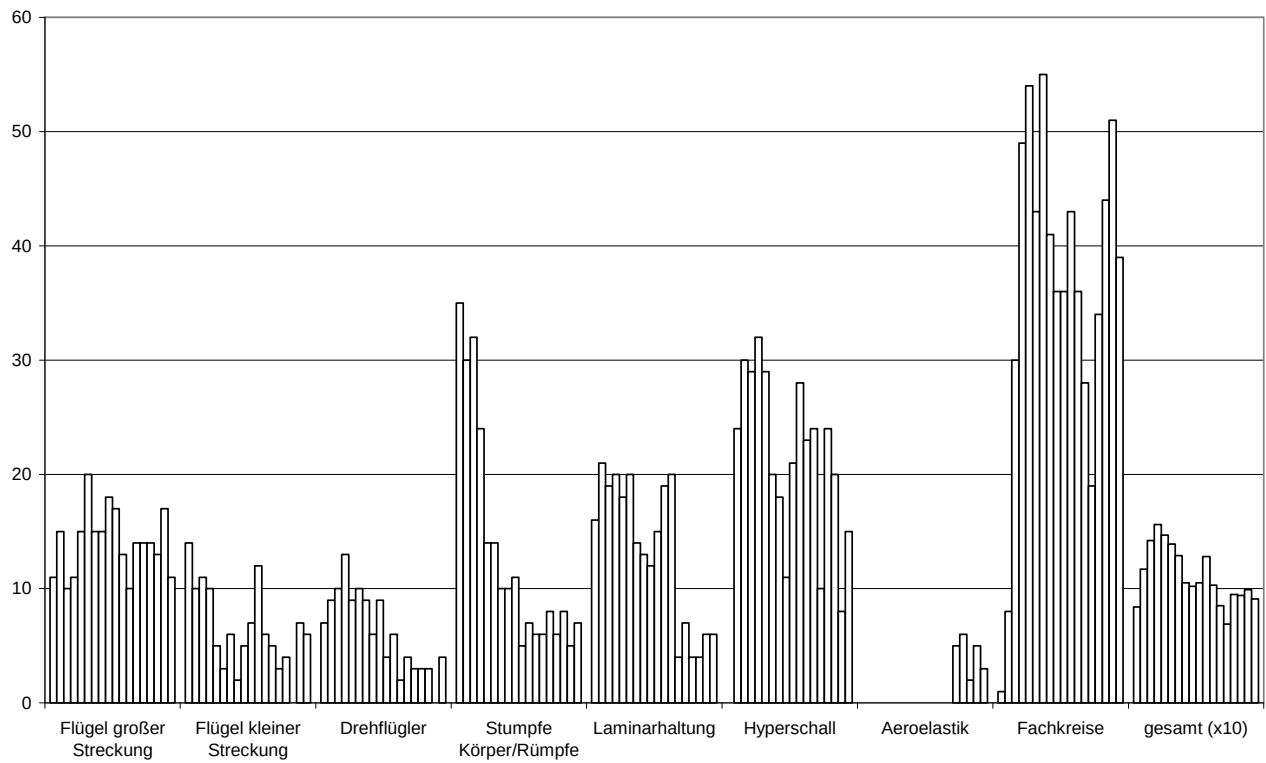
Editor-in-Chief: Constantinos Stavriniadis (ESA)

Managing Editor: Wilhelm Kordulla (ESA), Torben Henriksen (ESA)

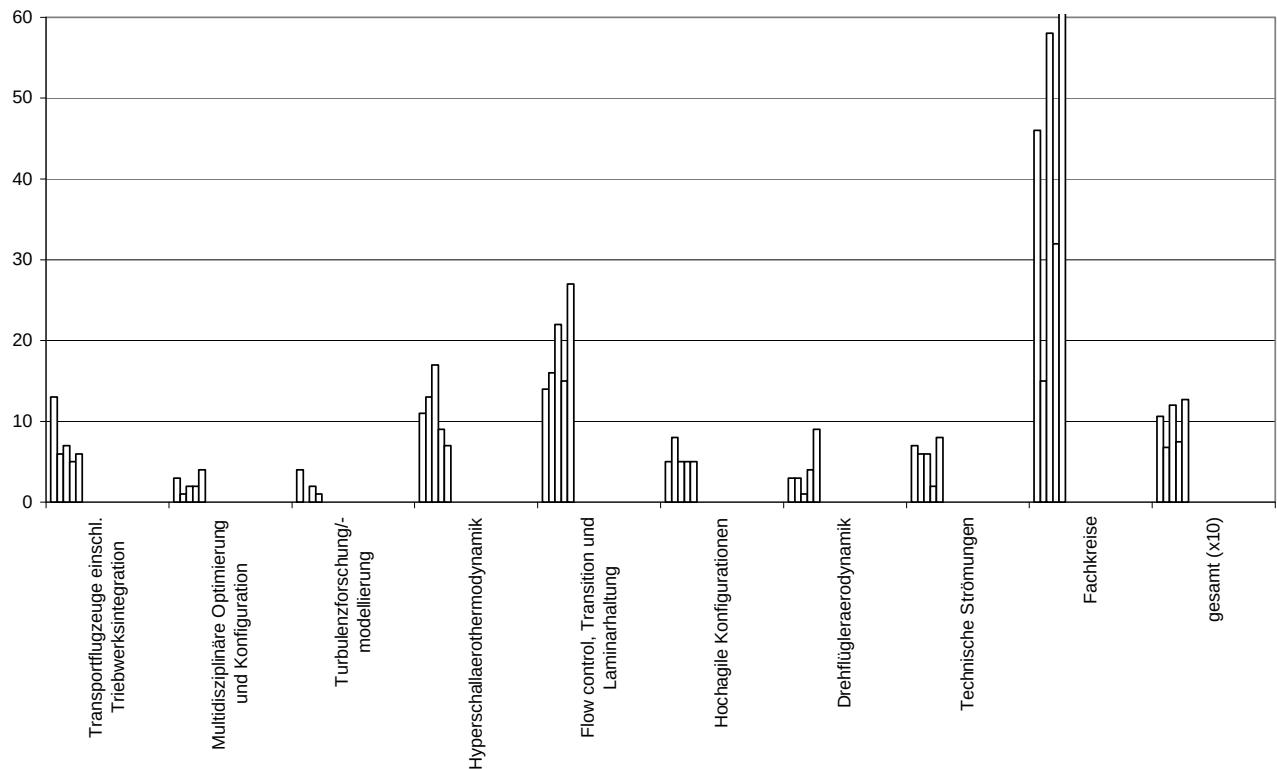
The CEAS Space Journal has been created by the CEAS Space Branch to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. Under the umbrella of CEAS the research organisation DLR and the agency ESA support the Journal. The journal is devoted to publish new developments and results in all areas of space-related science and technology, including important spin-off capabilities and applications as well as ground-based support systems and manufacturing advancements. Of interest are also (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to space, and descriptions of the potential way forward. Typical disciplines of interest include mission design and space systems, aerothermodynamics, environmental control and life support systems, guidance, navigation and control, mechanisms, propulsion, power, robotics, structures, testing and thermal issues.

The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.

Mitteilungen 1988 – 2005



Mitteilungen ab 2006 (neue STAB-Struktur)



Stand: April 2011

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“		Seite
Enk	DES an einer Transportflugzeugkonfiguration mit offener Heckrampe	32
Franke	Aerodynamische Optimierung eines Hochauftriebsprofils mit kinematischen Nebenbedingungen	34
Kröhnert	Untersuchung des Einflusses der Vereinfachung der Flugzeuggeometrie auf die Charakteristiken des Seitenleitwerks	36
Lesser, Schulze, Lieser, Niehuis, Kähler	Design und numerische Simulation eines Generators gestörter Verdichterstzuströmung	38
Ronzheimer, Brezillon, Brodersen	Aerodynamisch optimale Triebwerksintegration am Heck einer generischen Geschäftsreiseflugzeugkonfiguration	40
Schade	Simulation von Lastabsetzvorgängen – Skalierungsanforderungen an Windkanalversuche und numerische Simulation	42
2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“		
Abu-Zurayk	Development and evaluation of the adjoint approach for optimization of a coupled fluid-structure system	44
Béguin, Breitsamter, Adams	PIV-Untersuchungen des Nachlaufes einer elasto-flexiblen Flügelkonfiguration	46
Haar	Triebwerksintegration mit Hilfe von multidisziplinärer Optimierung	48
Meyer, Breitsamter	High Fidelity Analysis of the Steady and Unsteady Aerodynamics of the Blended Wing Body ACFA2020 (Active Control for Flexible 2020 Aircraft)	50
3. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“		
Barth, Gehre, Eggers, Wagner, Martinez Schr., Hannemann, Böhrk, Weiß	Experimentelle und numerische Untersuchungen der <i>SHEFEX II</i> Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	52
Bode, Eggers	Numerical generation of a Flush Air Data System for the Hypersonic Flight Experiment HIFiRE 7.	54

		Seite
Bornhöft, Schüle	Potenzial einer lokalen Strömungserhitzung zur Bugwiderstandsreduzierung im Überschall	56
Calvo, Wolkow, Eggers	Application of a Coupling of Aerodynamics and Flight Dynamics to Predict the SHEFEX I Ascent Phase	58
Costantini, Esser, Gülhan	Thermal Fluid-Structure-Interaction on a Flat-Plate Model in Hypersonic High-Enthalpy Flow	60
Grabe, Dettleff, Böttcher, Hannemann	Characterization of a Free-Molecular Pressure Probe employing Gas-Kinetic Simulation	62
Wolf	Turbulenzuntersuchung im Nachlauf eines generischen Raketenkörpers bei hohen Reynoldszahlen	64
4. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“		
Becker, Kniesburges, Heinemann, Springer, Lienhart, Breitsamter	Aktive Strömungskontrolle an einem 1:4 Fahrzeugmodell	66
Chen	Numerische Voruntersuchungen mit einer oszillierenden Winglet-Klappe zur Beeinflussung der aerodynamischen Lasten an einer Flügel-Winglet-Konfiguration	68
Chernukha	Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing devices	70
Ciobaca	Parameter study for a slatless 2D high-lift airfoil with active separation control using a URANS approach	72
Criscione, Frohnepfel, Tropea	Erste Numerische Abschätzungen zur turbulenten Strömungskontrolle mit Plasmaaktuatoren	74
De Paula, Würz, Krämer, Borodulin, Kachanov	Introduction of initial seeds for subharmonic resonance by modulation of T-S waves in an airfoil boundary layer	76
Eichinger	Simulation der aktiven Widerstandsreduktion an Fahrzeugen	78

		Seite
Ertunc, Krauss, Lienhart, Ostwald, Delgado	Kinematische und dynamische Charakterisierung der Strukturen in transi- tionalen Rohrströmungen	80
Friederich, Kloker	Aktive Strömungskontrolle der Sekundärinstabilität in einer 3-D- Grenzschicht am Pfeilflügel mittels „pinpoint suction“	82
Gölling	Aktive Strömungskontrolle für bessere Hochauftriebs-Performance	84
Grund, Nitsche	Aktive Strömungskontrolle im Windkanal- und Flugversuch an einer Stemme S10 Wölbklappe	86
Günther	Numerische Simulation zur aktiven Strömungskontrolle an einem Flügel mit Wölbklappe	88
Hage	Untersuchung zum Verschleißverhalten einer lackierten Riblet-Struktur auf einem Airbus A300-600ST 'Beluga	90
Haucke, Nitsche	Untersuchung der aktiven Strömungskontrolle an einer Einfachspalt- Hinterkantenklappe mit Hilfe von zeitaufgelöster PIV	92
Hecklau, Salazar, Nitsche	Experimentelle Untersuchung einer abgelösten Scherschicht bei aktiver Strömungsbeeinflussung	94
Höll, Wassen, Thiele	Aktive Ablösekontrolle auf der Hinterkantenklappe einer Hochauftriebs- konfiguration mit segmentierter Beschlitzung	96
Jovanovic, Lammers, Frohnape, Delgado	Self-stabilization of wall-bounded flows induced by wall geometry	98
Kriegseis, Barckmann, Grundmann, Tropea	Charakterisierung und Quantifizierung der Leistungsfähigkeit von DBD Plasma-Aktuatoren bei großen Strömungsgeschwindigkeiten	100
Liesner, Meyer	Aktive und passive Sekundärströmungs- Beeinflussung im Hoch- geschwindigkeits-Verdichtergitter mit verschiedenen experimentellen Meßmethoden	102
Lüdeke, Seitz, Wartemann	Direkte numerische Simulation von Tollmien Schlichting Wellen zur Un- terstützung linearer Stabilitätsanalysen.	104
Marinc, Foysi	Optimal Control of a 2D- and 3D-plane-jet using adjoint method	106
Pätzold, Peltzer, Nitsche	Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten an einem 2D- Profil durch flächige Wandaktuation	108

		Seite
Riedl, Leuckert, Engert, Kupke, Wagner, Nitsche, Abbas, Bauer	Transitionsmessung mit mikrostrukturierten Heißfilmsensoren auf einem Laminarflügel	110
Schröder, Schanz, Heine, Michaelis	Untersuchung transitioneller Strömungsstrukturen hinter einer rückwärtsgewandten Stufe mittels 2C- und hochaufgelöster 3D-3C- Tomo-PIV	112
Togiti, Ciobaca, Eisfeld	Investigation of Active Flow Control using Differential Reynolds Stress Model	114
Wartemann, Lüdeke	Numerical investigations of hypersonic boundary layer stabilization by means of porous surfaces	116
Zander, Lumpe, Nitsche	Wandschubspannungsmessungen an einer hochbelasteten Verdichterkaskade	118

5. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Höld, Engert, Weinand, Stern	Numerische Untersuchung der Interaktion zwischen Heiß- bzw. Kaltgas-Jets und einer supersonischen Strömung	120
Schnepf, Schüle	Numerische und experimentelle Untersuchung an einem Überschallflugkörper mit Nasenspike im Hochanstellwinkelbereich	122
Seiler	Flow visualization at re-entry conditions in a shock tube	124
Seiler	Wechselwirkung eines Seitenstrahls mit der Überschallströmung um einen generischen Querschubflugkörper	126
Srulijes	Wärmestrom- und Druckmessungen an generischen Wiedereintrittskonfigurationen	128

6. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“

Bensing	Simulation of Helicopter aeromechanics employing weak CFD-CSD coupling in the unstructured simulation environment of the DLR TAU-Code	130
---------	---	-----

		Seite
Gardner, Knopp, Richter, Rosemann	Numerical investigation of pulsed air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil	132
Gardner, Richter, Mai, Altmikus, Klein, Rohardt	Experimental investigation of dynamic stall performance for the EDI-M109 and EDI-M112 airfoils	134
Heister, Klein	Numerische Vorhersage des Strömungsumschlags für Profil- und Rotoranwendungen mittels semi/empirischer Kriterien	136
Khier	Zeitgenaues Navier-Stokes Verfahren, validiert für die Berechnung der Umströmung von Hubschraubern unter der Annahme starrer Blätter	138
Knopp, Gardner, Richter	Anwendung von universellen Wandfunktionen am stationären und schwingenden Rotorblattprofil OA209 ohne und mit Strömungsbeeinflussung	140
Kutz	CFD Calculation of a Helicopter rotor hovering in Ground Effect	142
Schneider	Entwicklung eines numerischen Simulationsverfahrens zur genaueren Vorhersage von Blattwirbelinteraktionen (BVI) bei Hubschraubern	144
Vogel, Breitsamter, Adams	Einfluss der Windkanalaufhängung auf die Umströmung einer Hubschrauberkonfiguration	146

7. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Jönsson	PIV Measurement of the flow field underneath a generic high-speed train and the effects of ground and train roughness	148
Krentel, Nitsche	Untersuchungen zur aktiven Widerstandskontrolle mittels periodischer Druckluftaktuatoren an einem Ahmed-Body-Modell	150
Lauterbach	Skalierungseffekte in der Aeroakustik am Beispiel von Hochgeschwindigkeitszügen	152
Litau, Rütten, Wünsch	Numerische Berechnung eines Fluidoszillators	154
Rütten, Krenkel	Vortex Generators for the Enhancement of Auxiliary Air Intake Performance	156
Schröder, Rütten	Conjugated Heat Transfer in a Generic Aircraft Cabin with a Coupled Finite Volume and Particle Method	158

		Seite
Wagner	Lösung der Wellengleichung mittels Randelemente-Verfahren zur Beschreibung von Zugeinfahrten in Tunnel	160
Webel	Numerical simulation of mixed convection in complete aircraft cabin section	162
8. Fachkreis “Strömungsakustik/ Fluglärm”		
Biermeier, Becker, Wagner	Strömungsakustik bei Fahrzeugklimatisierungssystemen	164
Schulze	Optimierung poröser Materialien mit adjungierten Methoden zur Lärmreduktion von Überschallfreistrahlen	166
Stürmer	Aktive Reduktion von instationären Lasten an installierten CROR Antriebssystemen	168
9. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“		
Fleischer, Breitsamter, Adams	Verfahren reduzierter Ordnung für aeroelastische Anwendungen	170
Giepmann, Nitzsche	Closed-loop Control of Transonic Buffet Flows	172
Nitzsche	Aerodynamische Resonanz bei transsonischer Profilumströmung	174
Ritter	Nonlinear Numerical Flight Dynamics of Flexible Aircraft in the Time Domain by Coupling of CFD, Flight Mechanics, and Structural Mechanics	176
10. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“		
Banuti, Hannemann	Numerical Study of the Influence of Injector Wall Temperature on Cryogenic Nitrogen Free Jets	178
Bauer, Hannemann, Birken	Genauigkeit im Finite-Volumen-Godunov-Verfahren	180
Birkefeld, Munz	Fortschritte in der Numerischen Aeroakustik mit dem Discontinuous Galerkin Löser NoisSol	182
Brezillon	Aerodynamic Inverse Design Framework using Discrete Adjoint Method	184
Czarnota, Wagner	Turbulent convection and thermal radiation in a Rayleigh-Benard cell with solid horizontal plates of finite conductivity	186

		Seite
Geurts, Schröder, Meinke	Zonal RANS/LES computations of the flow around an airfoil at high angle of attack	188
Glatzer, Meinke, Schröder	Numerical Investigation of the Base Flow of Generic Space Rocket Configurations	190
Gmelin, Lemke, Thiele	Numerische Simulation der stationären Sekundärströmungsbeeinflussung durch Absaugung an einer Verdichter-kaskade	192
Grimminger	Untersuchung von wirbelkorrigierten Turbulenzmodellen zur verbesserten Vorhersage des Maximalauftriebs von Hochauftriebskonfigurationen	194
Günther, Hartmann, Meinke, Schröder	A level-set based Cartesian grid method for the simulation of in-cylinder flow	196
Hartmann, Leicht	Discontinuous Galerkin Verfahren in der Aerodynamik: Höhere Ordnung, Fehlerschätzung und Gitteradaption	198
Horn, Shishkina, Wagner	Direct Numerical Simulation of non-Oberbeck-Boussinesq effects in turbulent Rayleigh-Bénard convection of water	200
Hübner	Einfluss der Flügelelastizität auf die experimentelle und numerische Bestimmung der dynamischen Derivative	202
Hylla, Thiele	Fluid-Struktur-Interaktion mittels der Immersed Boundary Methode	204
Knopp	Modifikation von (D)DES basierend auf einer Detektion von anliegenden Grenzschichten und Strömungsablösung	206
Krimmelbein, Krumbein	Industrialization of Automatic Transition Prediction for Three-Dimensional Configurations with the eN-Method	208
Krumbein, Krimmelbein	Automatic Transition Prediction for Unsteady Airfoil Flows Using the eN-Method	210
Lambert, Valentino	Comparison of LES and U-RANS Computations in Mixed Convection Flows with Radiation Heat Transfer modelled via DTRM	212
Langer	Punkt- und linien-implizite Verfahren zur Steigerung der Robustheit und der Effizienz des DLR TAU-Codes	214
Mazlum, Probst, Radespiel	Netzinduzierte Unsicherheiten in hybriden Netzen und Adaption von strukturierten Schichten in hybriden Netzen durch lokale Hexaederverfeinerung	216

Nemili, Özkaya, Gauger	Development and Application of a Discrete Adjoint Approach for Unsteady Flow Control	218
Probst, Schulze, Radespiel, Kähler	Numerische Simulation eines überziehenden Triebwerkseinlaufs mit hochwertiger physikalischer Modellierung im Vergleich zu Validierungsexperimenten	220
Reiss, Sesterhenn	Erhaltende, schief-symmetrische Diskretisierung der kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen	222
Reuß, Knopp, Schwamborn	Best Practice for starting a detached eddy simulation on the F15 geometry	224
Richter, Rosemann	Numerical Simulation of Wind Tunnel Wall Effects on the Transonic Flow about the VC-Opt Airfoil in DNW-TWG	226
Rochhausen, Kröger, Stollenwerk	Untersuchung des Einflusses verschiedener Nabenkonturierungen auf das instationäre Verlustverhalten einer 1 ½ stufigen transsonischen Verdichterkonfiguration	228
Röber	Durchgängig formulierte Wandfunktion mit Berücksichtigung von Druckgradienten	230
Rossow	Lax-Wendroff and Cell-Vertex Upwind Discretizations	232
Schwarz, Kroll	Strömungssimulationen auf unstrukturierten Rechengittern mit Netzüberlappungen auf Körperoberflächen	234
Schwöppe	Genauigkeit der zell-zentrierten Netz-Metrik im TAU-Code	236
Seyfert	Comparison of a local correlation-based transition model with a eN-method for transition prediction	238
Spiering	Numerische Simulation der Fluid-Struktur-Interaktion im Vergleich zum Windkanalexperiment bei hoher aerodynamischer Last	240
Stickan, Dillinger	Coupled CFD-CSM Simulations of Aerostabil Windtunnel Experiments, considering Sophisticated Structural Modeling	242
Swoboda	Eine alternative CFD Methode zur Behandlung von Open Rotor Konfigurationen	244
Taube, Munz	Cavity simulations using an explicit discontinuous Galerkin scheme with local time-stepping	246
Weinman	Implementation of Vortical Correction models withing the DLR TAU code	248
Wellmer	Erweiterung einer aeroelastischen Simulationsumgebung auf Konfigurationen mit Starrkörperfreiheitsgraden	250

11. Fachkreis „Experimentelle Aerodynamik / Mess- und Versuchstechnik“		Seite
Bitter, Friedl, Schulze, Kähler	Einsatz optischer Messmethoden zur Bestimmung der Oberflächen-druckverteilung an einer Durchflussgondel im Niedergeschwindigkeitsbereich	252
Bücker, Karhoff, Klaas, Schröder	PIV Measurements of In-Cylinder Flow of Four-Valve Piston Engines	254
Grundmann	3D3C Geschwindigkeitsmessungen in einer Drallströmung mithilfe von Kernspintomografie	256
Kirmse	Untersuchung des Einflusses aero-optischer Effekte auf Deformationsmessungen in transsonischen Strömungen	258
Klein, Henne, Sachs	Instationäre Druckmessung mittels Pressure-Sensitive Paint (PSP) am flexiblen Flügelmodell AEROSTABIL-A im DNW-TWG	260
Lenk	Optisches Messverfahren zur räumlichen Filmhöhenmessung transparenter Medien	262
Mey	Experimentelle Untersuchung der Strömungsstruktur in einer beheizten Kanalströmung	264
Pöttner, Möller, Radespiel, Fey, Klein, Ondrus Beifuß	Strömungsvisualisierung in Wasser mittels TSP am Beispiel eines Kreiszylinders	266
Rudolph, Reyer, Nitsche	Visualisierung von Wandschubspannungsfeldern auf Basis der Infrarot-Thermografie	268
Schanz, Gesemann, Schröder, Wienecke, Michaelis	Einführung einer variablen Gewichtsfunktion („Optical Transfer Function“) während der tomographischen Rekonstruktion bei Tomo-PIV Experimenten	270
Waitz, Nitsche	Entwicklung eines robusten Wärmestromsensors zur Detektion des Grenzschichtzustandes an Tragflügeln	272
Wysocki, Schüle	Vorversuche (ohne Wind) mit dem „Manöversimulator“ im Transsonischen Windkanal Göttingen zur Charakterisierung des Systems	274

12. Themenkreis "Biofluidmechanik"

Seite

Feldmann, Wagner	Numerical simulation of the oscillatory ventilation in a simplified human lung model	276
Friedl, Kähler	Aktuelle Messungen von Form und Deformation an Vögeln im Freiflug	278
Grüneberger	Experimente zur Reduzierung des turbulenten Wandwiderstandes mittels bewegter Lamellen	280
Lintermann, Eitel, Meinke, Schröder	Lattice-Boltzmann solutions with local grid refinement for nasal cavity flows	282

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Stephan Enk

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR

Adresse:
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2178
e-mail: stephan.enk@dlr.de

Weitere Partner:

Thema:
DES an einer Transportflugzeugkonfiguration mit offener Heckrampe

Ausgangssituation:

Im Rahmen des Projektes MiTraPor sind PIV Messungen [1] an einer Transportflugzeugkonfiguration mit geöffneter Heckrampe durchgeführt worden. Diese Daten sollen zur Validierung des DES Ansatzes im TAU Code verwendet werden. Untersuchungen an einer geöffneten Heckrampe sind für den Lastabsetzvorgang aus Transportflugzeugen von Bedeutung.

Ziel:

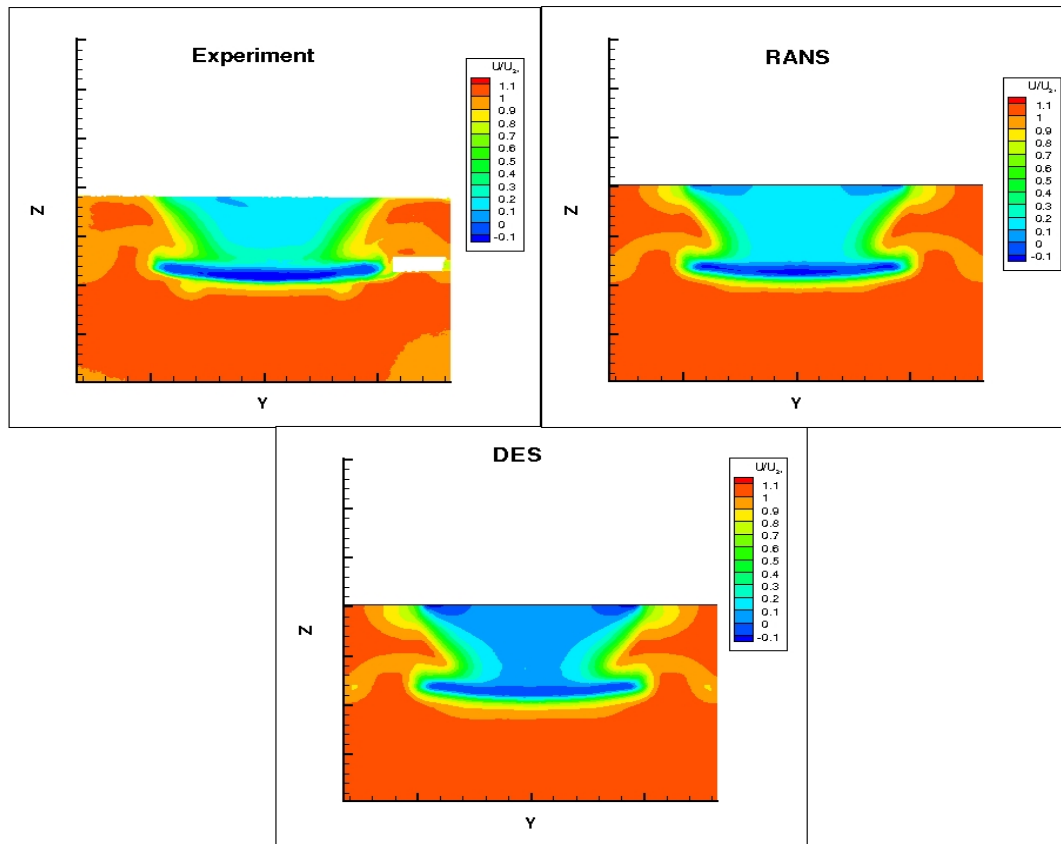
Das Ziel der Untersuchung ist eine Bewertung des DES Ansatzes für die Heckströmung an einer Transportflugzeugkonfiguration mit geöffneter Heckrampe.

Lösungsweg:

Zuerst wird eine RANS Rechnung an der Konfiguration durchgeführt. Diese Lösung wird als Vergleich für die DES und als Startlösung für die instationäre DES Rechnung verwendet. Als DES Variante wird die Delayed DES (DDES) [2] verwendet, um netzinduzierte Ablösungen zu vermeiden. Als Strömungslöser wird der DLR TAU Code [3] verwendet. Das Netz ist ein hybrides Netz mit ca. 27 Millionen Punkten und 30 Prismenschichten in der Grenzschicht.

Ergebnis:

Im Bild sind die Geschwindigkeitsverteilungen für die Geschwindigkeit in Strömungsrichtung für die experimentellen Daten, die RANS-Rechnung und die zeitlich gemittelten Geschwindigkeiten der DES-Rechnung an einem Schnitt senkrecht zur Anströmung hinter der Heckrampe dargestellt. An der weißen Stelle in den experimentellen Daten konnten die PIV Daten nicht ausgewertet werden. Sehr deutlich ist in allen Bildern der Nachlauf der Heckrampe sichtbar. Die Übereinstimmung der Rechnungen mit den experimentellen Daten ist in diesem Schnitt gut. Die DES löst die Wirbel links und rechts neben der Rampe besser auf als die RANS-Rechnung.



U-Geschwindigkeitsverteilung in einem Schnitt hinter der Heckrampe für Experiment, RANS und DES

Literatur:

- [1] Roosenboom, E.W.M, N. Schade et al. Experimental and numerical investigation of the near-field wake behind a transport aircraft with an open ramp, 4th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, 2009
- [2] P. R. Spalart, S. Deck, M. L. Shur, K. D. Squires, M. Kh. Strelets and A. Travin. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities, Theor. Comput. Fluid Dyn., 20:181-195, 2006
- [3] N. Kroll, C.C. Rossow, D. Schwamborn, K. Becker and G. Heller. MEGAFLOW – a Numerical Flow Simulation Tool for Transport Aircraft Design. ICAS 2002 Congress, 2002

Weiteres Vorgehen:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge

Ansprechpartner: Dirk M. Franke

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Transportflugzeuge

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon: 0531-295-3395
38108 Braunschweig E-Mail: d.franke@dlr.de

Thema: Aerodynamische Optimierung eines Hochauftriebsprofils mit kinematischen Nebenbedingungen

Ausgangssituation:

Verkehrsflugzeuge nutzen Hochauftriebssysteme um in Langsamflug in der Start- und Landephase ausreichend Auftrieb zu erzeugen. Trotz dass Hochauftriebssysteme nur in kurzen Phasen des gesamten Fluges verwendet werden haben sie einen signifikanten Einfluß auf die Wirtschaftlichkeit des Verkehrsflugzeuges [1]-[3]. Für den Entwurf eines Verkehrsflugzeuges ist es daher von entscheidender Bedeutung eine hohe Güte des Hochauftriebssystems zu erzielen, um im internationalen Wettbewerb bestehen zu können.

Betrachtet wird in dieser Arbeit das 3-Element Hochauftriebsprofil L1T2 [4] mit einem Vorflügel und einer Einfachspaltklappe. Kinematisch wird das Ausfahren des Vorflügels über einen Kreisbogen realisiert. Die Bewegung der Hinterkantenklappe wird mittels einer Track-Linkage Kinematik umgesetzt.

Ziel:

Aerodynamische Auslegung einer 2D-Hochauftriebskonfiguration unter Berücksichtigung von kinematischen Randbedingungen. Dabei ist die Zielsetzung die aerodynamische Güte der Hochauftriebskonfiguration in Landstellung zu erhöhen unter Sicherstellung des kollisionsfreien Ausfahrens der Hinterkantenklappe aus dem Flügel in die maximal ausfahrbare Position.

Variiert wird in dieser Arbeit die Hinterkantenklappenpositionen durch Variation des Klappenmechanismus. Die Position des Vorflügels wird ausschließlich über den Einstellwinkel verändert. Die Form des Profils bleibt unangetastet.

Lösungsweg:

Zur Auslegung des Hochauftriebssystems wird eine Prozesskette (siehe Abb. 1), die die Kinematik und die Aerodynamik des Systems simuliert, in eine hauseigene Optimierungsumgebung eingebunden. Die Optimierungen werden mit einem gradientenfreien, deterministischen Optimierungsalgorithmus (Subplex [5]) durchgeführt. Als Simulationstools stehen neben dem Strömungslöser DLR-TAU code [6] ein selbst entwickeltes Kinematik-Tool zur Verfügung, das die Ausfahrbewegung der Hinterkantenklappe mittels Simulation des Mechanismus

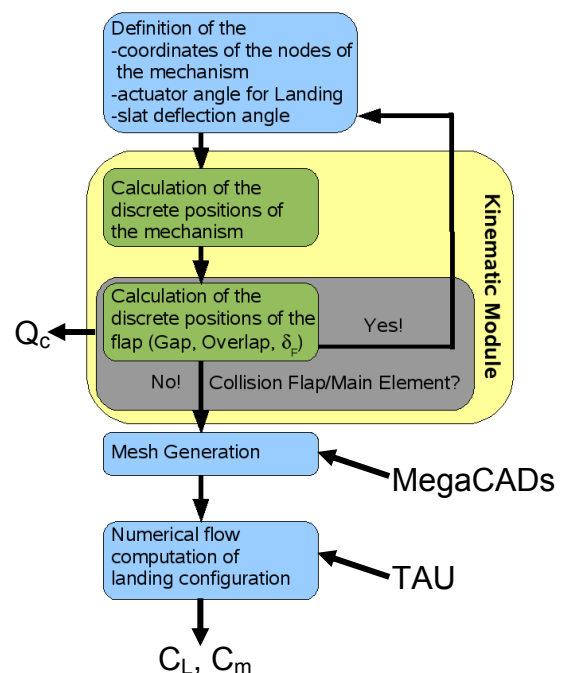


Abbildung 1: Prozesskette für gekoppelte Optimierung

bestimmt und unter anderem die Kollisionsfreiheit zwischen Hauptelement und Hinterkantenklappe überprüft. Zur Netzgenerierung wird die hauseigene Software MegaCADs [7] verwendet. Die Parametrisierung des Hochauftriebssystems basiert auf Parametern, die den Mechanismus beschreiben. Die klassischen aerodynamischen Parameter (Spalt, Überlappung und Einstellwinkel) werden bei dieser Herangehensweise indirekt über die Wahl der kinematischen Parameter festgelegt.

Zur Untersuchung des Einflusses der Kinematik auf die finalen Konfigurationen wird eine weitere Prozesskette implementiert. Mit dieser Prozesskette werden monodisziplinäre, d.h. aerodynamische Optimierungen durchgeführt, d.h. die Kinematik wird nicht betrachtet. Dadurch vereinfacht sich die Prozesskette und die Parametrisierung des Systems. In der monodisziplinären Optimierung werden die klassischen aerodynamischen Parameter verwendet.

Ergebnis:

Auf Basis der oben beschriebenen Prozessketten wurden monodisziplinäre und dualdisziplinäre Optimierungen durchgeführt. Bei beiden Optimierungsansätzen ist eine Steigerung der aerodynamischen Güte der

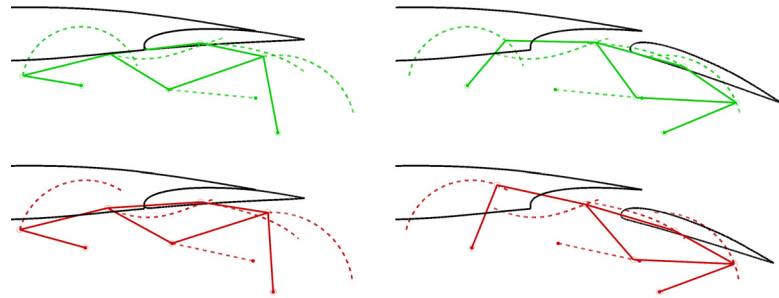


Abbildung 2: Gegenüberstellung der Mechanismen (grün: initial, rot: final)

finalen Konfigurationen bei Einhaltung der Nebenbedingungen erkennbar. Der Vergleich der finalen Klappensettings zeigt, dass die kinematischen Randbedingungen einen deutlichen Einfluß auf die finalen Klappenpositionen und damit auf die aerodynamischen Beiwerte der Konfigurationen haben. Besonders auffällig sind die deutlich größeren Spalte an der Hinterkantenklappe bei der gekoppelten Optimierung. Dies beruht auf der Nebenbedingung, die Kollisionsfreiheit fordert.

Abbildung 2 zeigt eine Gegenüberstellung der Klappenpositionen und der abstrahierten Mechanismen für die initiale und die finale Konfiguration bei Betrachtung der Kinematik.

Literatur:

- [1] P. T. Meredith. *Viscous phenomena affecting high-lift systems and suggestions for future CFD development*. AGARD CP 515, 1993.
- [2] C. P. van Dam. *The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes*. Progress in Aerospace Sciences, 38, 101-144, 2002.
- [3] P. K. C. Rudolph. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners*. NASA CR 4746, 1996.
- [4] I. R. M. Moir. *Measurement on a Two-Dimensional Airfoil with High-Lift Devices*. AGARD AR 303, 1994.
- [5] T. Rowan. *Functional Stability Analysis of Numerical Algorithms*. Dissertation, Department of Computer Sciences, University of Texas at Austin, USA, 1990.
- [6] T. Gerhold. *Overview of the Hybrid RANS Code TAU*. MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design. Vol. 89 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer, 2005.
- [7] O. Brodersen, A. Ronzheimer, R. Ziegler, T. Kunert, J. Wild, M. Hepperle. *Aerodynamic Applications using MegaCads*. 6th Intern. Conf. on Numerical Grid Generation, Ed.: M. Cross et. al., London, 1998.

Weiteres Vorgehen:

Die nächsten Schritte beinhalten Optimierungen, bei denen nicht nur die bereits genannten Nebenbedingungen der Kinematik berücksichtigt werden, sondern auch die Masse des Mechanismus. Diese wird als zu minimierende Zielgröße betrachtet. Weiterhin sollen Mehrpunkt-Optimierungen durchgeführt werden. Bei diesem multidisziplinären Entwurf wird die Konfiguration hinsichtlich aerodynamischer Güte der Start- und Landstellung ausgelegt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge

Ansprechpartner: Anna Kröhnert

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und
Raumfahrt (DLR), Institut für
Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2267
Telefax:
e-mail : anna.kroehnert@dlr.de

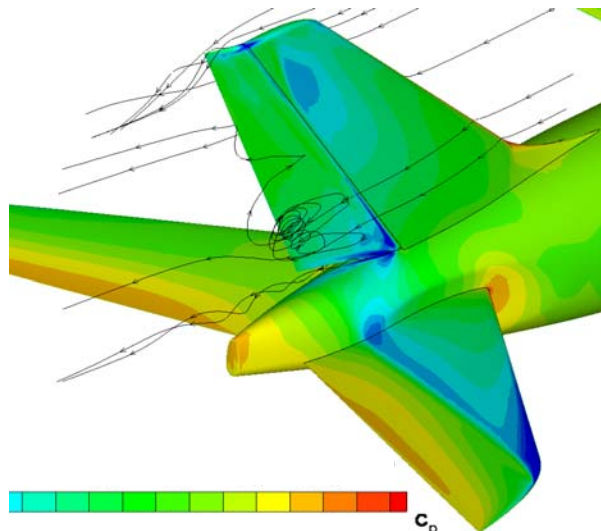
weitere Partner:

Lutz Gebhardt, Airbus Operations GmbH, Bremen, Rear Fuselage and Tails Aerodynamic Design

Thema: Untersuchung des Einflusses der Vereinfachung der Flugzeuggeometrie auf die Charakteristiken des Seitenleitwerks

Ausgangssituation:

Das Ziel eines gemeinsamen Projektes von Airbus und dem DLR ist die numerische Optimierung der aerodynamischen Eigenschaften des Seitenleitwerks (SLW) einer konventionellen Transportflugzeugkonfiguration unter Verwendung eines multidisziplinären Ansatzes (hauptsächlich Aerodynamik und die Rückwirkung über die Struktur auf das Gewicht) und von High-Fidelity Berechnungsmethoden. Für eine numerische Optimierung müssen viele geometrische Änderungen (Entwürfe) einer Ausgangskonfiguration bei den für den Entwurf treibenden Anströmbedingungen simuliert und bewertet werden. Darum ist es von höchster Wichtigkeit die Zeit für die Analyse eines Entwurfs so gering wie möglich zu halten, damit die Gesamtzeit der Optimierung noch akzeptabel bleibt. Um dies zu erreichen, sollte das Netz für die CFD Simulation mit einem RANS-Verfahren eine möglichst geringe Anzahl an Punkten aufweisen. Um trotzdem ein Seitenleitwerk mit der erforderlichen Auflösung zu erhalten, wird der Ansatz gewählt, die Komplexität der Flugzeuggeometrie durch Entfernung von Bauteilen (z.B. Flügel) zu verringern.



Umströmung des Flugzeughecks bei hohem Ruderausschlag

Ziel:

Trotz der Vereinfachung der Flugzeuggeometrie sollen die Charakteristiken und Effekte am Seitenleitwerk, wie sie sich bei der Verwendung eines kompletten Flugzeugs ergeben würden, noch hinreichend genau erfasst werden. Ob dies gegeben ist, soll hier genauer untersucht und die Frage beantwortet werden, ab wann durch die Vereinfachungen des Flugzeugs, wobei das Seitenleitwerk selbst möglichst identisch bleibt, die Strömungseffekte so stark verändert werden, dass die Ergebnisse keine realistische Aussage mehr liefern.

Lösungsweg:

Es wird eine systematische Untersuchung mit vier verschiedenen Konfigurationen mit unterschiedlichen Vereinfachungsstufen durchgeführt. Diese sind:

- Seitenleitwerk auf einer Grundplatte (SLW auf Platte)
- Seitenleitwerk auf einem Rumpf (SLW+Rumpf)
- Seitenleitwerk mit Höhenleitwerk auf einem Rumpf (SLW+HLW+Rumpf)

STAB

- Seitenleitwerk mit Höhenleitwerk, Flügel und Flügel-Rumpf-Verkleidung (Belly Fairing) am Rumpf (SLW+HLW+Flügel+Belly Fairing+Rumpf)

Als Anströmbedingungen wird eine Auswahl der für den Entwurf des Seitenleitwerks wichtigsten Flugzustände untersucht, um die für die Beschreibung der Eigenschaften des Seitenleitwerks wichtigen Koeffizienten und Gradienten zu ermitteln. Bestimmt werden:

- der Seitenkraftbeiwert bei einem simulierten One-Engine-Out Entwurfsfall (maximaler Ruderausschlag bei kleinem Schiebewinkel, dadurch starke Ablösungen auf dem Ruder)
- der Widerstandsbeiwert des Seitenleitwerks im Reiseflug (geringe Unterschiede im Widerstand müssen zuverlässig erfasst werden)
- der Gradient des Seitenkraftbeiwertes infolge Schiebewinkel
- der Gradient des Seitenkraftbeiwertes infolge Ruderausschlag.

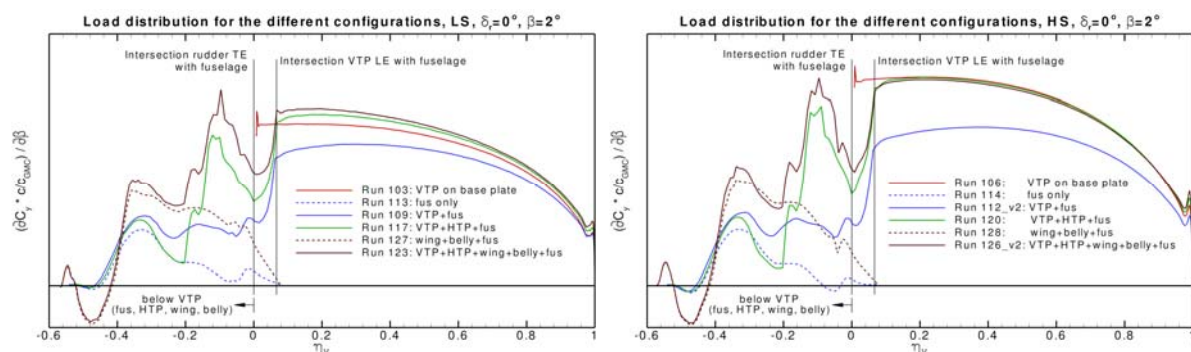
Die beiden zuletzt genannten Gradienten werden im linearen Bereich sowohl im niedrigen Geschwindigkeitsbereich als auch unter Reiseflugbedingungen ermittelt. Die Ergebnisse der vereinfachten Konfigurationen werden mit denen der kompletten Konfiguration als Referenz verglichen.

Ergebnis:

Die Konfiguration SLW+HLW+Rumpf weicht in den Ergebnissen der genannten Koeffizienten am wenigsten von der Komplettkonfiguration ab, wobei die Differenz im Widerstand trotzdem relativ groß ist.

Die Konfiguration SLW+Rumpf hat insgesamt die größte Abweichung von der Komplettkonfiguration. Dies ist hauptsächlich auf den stark reduzierten Endscheibeneffekt des Rumpfes im Vergleich zum Rumpf mit Höhenleitwerk zurückzuführen. Beim SLW auf der Platte, die als Symmetrieebene gerechnet wird, was einer Endscheibe mit unendlichen Ausmassen entspricht, ist der Endscheibeneffekt am größten. Allerdings existiert bei dieser Konfiguration kein Rumpf, auf dem das Seitenleitwerk eine zusätzliche Seitenkraft induziert. Dadurch weichen die Ergebnisse hier z.T. ebenfalls stärker von denen der Komplettkonfiguration ab.

In den beiden Diagrammen unten ist die Lastverteilung für den niedrigen (LS, $M=0.2$, $Re=53.62 \cdot 10^6$) und hohen (HS, $M=0.85$, $Re=76.82 \cdot 10^6$) Geschwindigkeitsbereich für einen Flugfall mit einem Schiebewinkel von $\beta=2^\circ$ zu sehen. Es ist klar zu erkennen, dass das Seitenleitwerk, welches nur auf dem Rumpf sitzt, eine deutlich geringere Seitenkraft produziert. Bei Hinzufügen des Höhenleitwerks nimmt die erzeugte Seitenkraft auf dem Rumpf deutlich zu. Wenn zusätzlich ein Flügel vorhanden ist, ist eine nochmalige Steigerung der Seitenkraft erkennbar, wobei dieser Effekt geringer ist als beim Hinzunehmen des Höhenleitwerks.



Lastverteilungen von der Spitze des SLW (rechts im Bild: $\eta_v=1$) über die SLW-Wurzel ($\eta_v=0$) durch die restlichen darunter gelegenen Flugzeugkomponenten. Flugfall: $\beta=2^\circ$, $\delta_r=0^\circ$, LS (links) und HS (rechts)

Literatur:

Rotta, J., Luftkräfte am Tragflügel mit einer seitlichen Scheibe, Band XIII, Heft 3, pp. 119-131, 1942

weiteres Vorgehen:

Im Weiteren wird eine abschließende Auswertung der Ergebnisse durchgeführt und zusätzlich noch der Einfluß des Höhenleitwerks-Trimmwinkels auf die Resultate untersucht.

Datum: 24.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration
/Turbomaschinen

Ansprechpartner: Andreas Lesser¹, Sonja Schulze², Jan Lieser³, Reinhard Niehus¹, Christian Kähler²

Institution: ¹ Institut für Strahlantriebe, UniBW München

² Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, UniBW München

³ Rolls-Royce, Deutschland

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
D-85577 Neubiberg

Telefon: 089/6004 2290

Telefax: 089/6004 4440

e-mail: andreas.lessner@unibw.de

weitere Partner: Forschergruppe FOR1066 der Deutschen Forschungsgemeinschaft

Thema: Design und numerische Simulation eines Generators gestörter Verdichterzuströmung

Ausgangssituation:

Für das Verdichterkennfeld eines Triebwerks spielen Störungen in der Zuströmung eine wichtige Rolle, da sie zum Einen das Risiko von Verdichterininstabilitäten erhöhen und zum Anderen den Wirkungsgrad signifikant verringern. Gestörte Zuströmung tritt vor allem im Fluggrenzbereich auf, was eine möglichst genaue Vorhersage mit numerischen Methoden wichtig macht. Aufgrund der Komplexität der hier auftretenden Strömungsphänomene müssen numerische Methoden, mit denen diese Phänomene simulierbar sind, zunächst an experimentell untersuchbaren Fällen validiert werden.

Ziel:

Aufbauend auf früheren experimentellen Untersuchungen u. a. von [1] und [2] soll im Rahmen der DFG Forschergruppe 1066 ein neuer Testfall für eine Verdichterstufe mit gestörter Zuströmung generiert werden. Die Experimente dazu sollen an der TU Darmstadt durchgeführt werden und an der UniBw München simuliert werden. Zunächst soll dafür ein geeigneter Störkörper gefunden werden, der einerseits Störungen produziert wie sie in realen Triebwerken zu erwarten sind, andererseits sowohl experimentell als auch numerisch gut abbildbar ist. Da das gesamte Experiment mit hohem Aufwand und Kosten verbunden ist, soll die gewählte Störkörpergeometrie in einer Voruntersuchung experimentell und numerisch auf die Eignung untersucht werden.

Lösungsweg:

Störungen der Zuströmung können aufgrund ihrer verschiedenen Ursachen sehr unterschiedliche Formen annehmen, daher müssen zunächst relevante Störungen identifiziert werden. Da in der Forschergruppe FOR 1066 die Simulation des Überziehens von Tragflügeln und Triebwerksgondeln im Blickpunkt stehen, liegt der Fokus auf die hierbei auftretenden Störungen.

Anschließend müssen geeignete Störkörper konstruiert werden, deren Nachläufe die charakteristischen Merkmale der identifizierten Störungen wiedergeben.

Die gewählten Störkörpergeometrien werden abschließend sowohl experimentell als auch numerisch auf ihre Eignung untersucht.

Ergebnis:

1. Identifizierung

Zwei Phänomene sind bei Einlaufstörungen von besonderem Interesse vgl. [3] und sollen daher hier untersucht werden: Längswirbel, wie sie u. a. am Rumpf im Flugfall oder am Boden bei Start und Landung entstehen können und Querswirbel wie sie aufgrund von Ablösung im Triebwerkeinlauf bei Seitenwind oder hohen Anstellwinkeln der Triebwerksgondel entstehen. Beide unterscheiden sich für den Verdichter nicht nur in Bezug auf die Lage sondern auch auf

das zeitliche Verhalten. Längswirbel stellen für den Verdichter eine zeitlich sich wenig ändernde quasi-stationäre, Querswirbel eine hochgradig instationäre Störung dar.

2. Konstruktion der Störkörper

Aufgrund der Komplexität, sollen beide Störungsformen getrennt betrachtet werden, was zwei verschiedene Störkörper notwendig macht. Als Erzeuger von Längswirbeln Abb. 2 wurde ein halber Deltaflügel und für Querswirbel eine Wirbelblende Abb. 1 gewählt. Die Abmessungen wurden derart gewählt um eine möglichst starke Störung der Zuströmung zu erreichen. Zusätzlich wurde die Blende so dimensioniert, dass die Frequenz des Wirbelabwerfens dem Verdichter in Bezug auf die Schaufelwechselfrequenz und die Umdrehungsfrequenz eine möglichst instationäre Störung aufprägt wird.

3. Messungen und Simulation

Beide Geometrien wurden im AWM (Atmosphärischer Windkanal München) vermessen und mit dem Strömungslöser TAU gerechnet. Die Ergebnisse zeigen vor allem in Bezug auf die Wirbelablösefrequenz gute Übereinstimmung. In einem weiteren Schritt wurden die Geometrien im eigentlichen Versuchsaufbau simuliert, hierbei wurde der Verdichter durch eine Druckrandbedingung abgebildet. Abbildung 3 zeigt Ergebnisse für die Deltaflügelgeometrie. Rechts ist die Totaldruckverteilung in der Rotoreintrittsebene gezeigt. Gut zu sehen ist die durch den Längswirbel verursachte Totaldruckstörung.

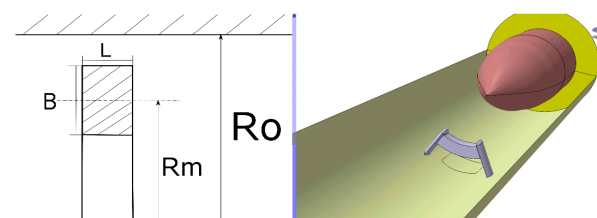


Abbildung 1: Wirbelblende

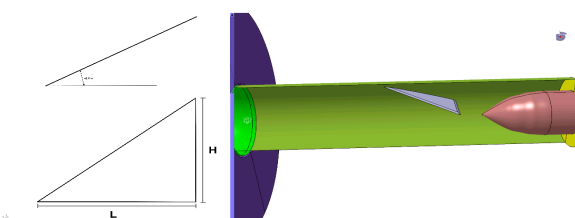


Abbildung 2: Halber Deltaflügel

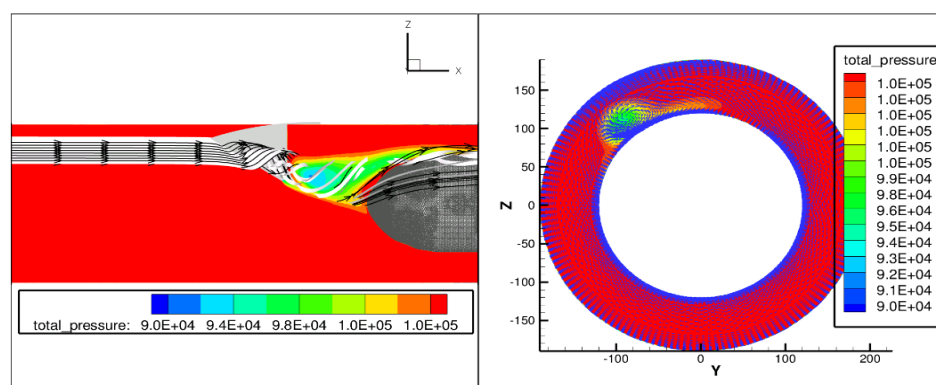


Abbildung 3: Totaldruckverteilung Halber Deltaflügel

Literatur:

- [1] Lecht, M., 1983, "Beitrag zum Verhalten von Axialverdichterstufen bei stationärer Störung der Zuströmung", Forschungsbericht DFVLR-FB 83-39 Köln
- [2] Peters, T. and Fottner, L. 2002.: Effects of co- and counter-rotating inlet distortions on a 5-stage HP-compressor. ASME Paper 2002-GT-30395
- [3] Longley, J.P. and Greitzer, E.M. 1992.: Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration. AGARD-LS-183

Weiteres Vorgehen:

Im ersten Quartal 2011 sollen die Messungen am Verdichterrig mit Rotor 1 der TU Darmstadt durchgeführt werden. Parallel dazu soll der Gesamtaufbau mit Störkörper und Verdichterstufe simuliert werden. Bei den Messungen soll auch die Strömung nach dem Störkörper detailliert mit PIV vermessen werden, was eine genaue Validierung der Störkörpersimulationen ermöglichen wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge

Ansprechpartner: Arno Ronzheimer, Joël Brezillon, Dr. Olaf Brodersen

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: 0531 295 3332
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: Arno.Ronzheimer@dlr.de

weitere Partner: Dr. Jan Lieser, Rolls Royce Deutschland

Thema: Aerodynamisch optimale Triebwerksintegration am Heck einer generischen Geschäftsreiseflugzeugkonfiguration

Ausgangssituation:

Im Rahmen des durch das Luftfahrtforschungsprogramm IV geförderten Verbundprojekts „OPTITHECK“ (Optimale Triebwerksintegration am Heck) wurde ein Entwurf einer Geschäftsreiseflugzeugkonfiguration mit einem generischen Triebwerk, [1], durchgeführt. Bei dieser Auslegung, die für eine Reiseflugmachzahl $Ma_\infty=0,85$ erfolgte, treten große transsonische Bereiche im Strömungsfeld auf.

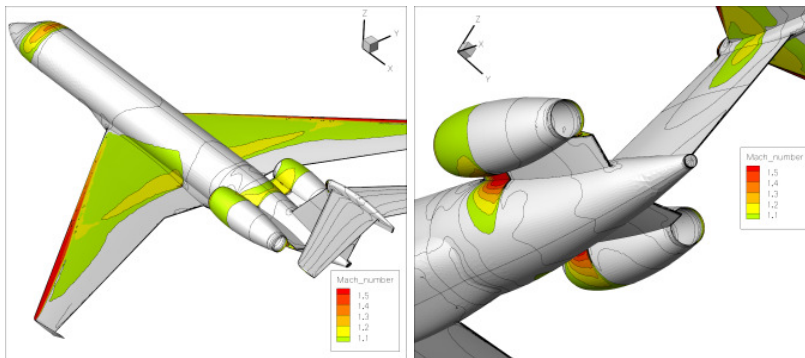


Bild 1: Iso-Mach-Linien auf der Oberfläche der Basiskonfiguration für $Ma_\infty=0,85$

transsonische Bereiche im Strömungsfeld auf.

In Bild 1 ist das Ergebnis einer Strömungssimulation auf Basis der Euler-Gleichungen mit dem DLR TAU Code für Reiseflugbedingungen dargestellt. Erwartungsgemäß stellt sich der Bereich um Pylon, Triebwerk am Rumpfheck des Flugzeugs als besonders problematisch heraus,

[2]. Die erwähnten Komponenten bilden einen Kanal, der sich im Bereich Gondel-, Pylonnase zunächst verengt, sich dann aber stark erweitert. Dies führt dazu, dass die Strömung lokal auf Machzahlen über 1,5 beschleunigt wird und über Verdichtungsstöße die sowohl auf Oberseite als auch Unterseite des Pylons zu beobachten sind, auf subsonische Geschwindigkeiten verzögert wird. Dieser zusätzliche Wellenwiderstand, der hierbei entsteht, wird als Triebwerksinterferenzwiderstand verbucht. Bisher werden von Triebwerksherstellern und Zellenherstellern Gondeln, Pylone und Rumpfheck isoliert voneinander entworfen. Lediglich durch Variation der Einstellwinkel der Triebwerksachse und durch geeignete Formgebung der Gondeln wurde seitens des Triebwerksherstellers diesem Problem Rechnung getragen. Bezüglich der letztgenannten Maßnahme wurden für jeweils linke und rechte Gondel zwei unterschiedliche Formen zur Herstellung der einzelnen Hälften benötigt.

Ziel:

Mit den am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik zur Verfügung entwickelten Verfahren zur Optimierung soll das Potential der aerodynamischen Formoptimierung von zunächst Rumpfheck alleine, dann Rumpfheck und Pylon und schließlich Rumpfheck, Pylon mit Gondel ausgelotet werden.

STAB

Lösungsweg:

Ein wesentliches Element der Optimierungskette ist neben der Strömungssimulationen eine geeignete und flexible Parametrisierung der Geometrie. Hierzu wird die in [3] beschriebene

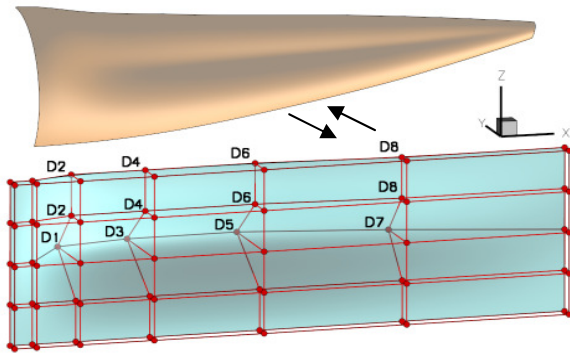


Bild 2: Parametrisierung der Rumpfheckfläche mittels Freiform Deformation

Methode der Freiformflächen Deformation eingesetzt. Zur Parametrisierung des Rumpfhecks wird das entsprechende Flächensegment zunächst auf ein rechteckiges planeres Flächenelement transformiert. Auf dieses wird über Parameter gesteuert die Freiformflächen Deformation angewendet, wie in Bild 2 dargestellt. Dafür werden 8 Entwurfsparameter verwendet, die den y-Koordinaten ausgewählter Kontrollpunkte des Deformationsgitters zugeordnet sind. Nach Rücktransformation der deformierten Rechteckfläche erhält man eine neue Rumpfheckfläche, die nach Verschneidung mit

dem Pylon in den Flächenverband der Gesamtkonfiguration eingefügt wird. Die Generierung des Rechnetzes erfolgt modular in einem rechteckigen Block, der das Rumpfheck und Triebwerk einschließt mit dem kommerziellen Verfahren von CENTAURSoft. Strömungsbeurteilung erfolgt mit dem DLR TAU Code. Als Optimierungsmethode wird das SUBPLEX Verfahren verwendet.

Ergebnis:

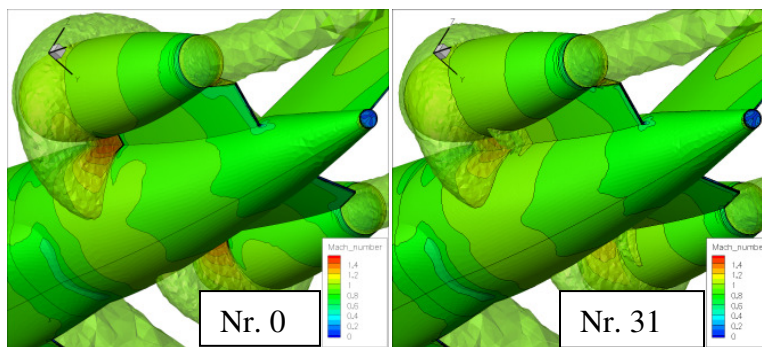


Bild 3: Vergleich Basisgeometrie Nr. 0 und beste Geometrie Nr. 31

In Bild 3 ist das beste Ergebnis, 31, eines ersten Optimierungslaufes mit bisher 40 Berechnungszyklen im Vergleich zur Basisgeometrie, 0, dargestellt.

Zur Visualisierung der erreichten Verbesserung sind in den berechneten Strömungsfeldern die Iso-Flächen für die Machzahl 1 dargestellt. Deutlich ist zu erkennen, dass der Ausdehnung des Überschallfeldes verringert wurde.

Die Auswertung der Widerstände ergibt eine Verminderung von $\Delta C_D = 0.00022$ für die beste Geometrie, 31.

Literatur:

- [1] R. Schweikhard, J. Lieser: "Nacelle Lines for Small Next Generation Engines", CEAS-2007-056, 2007
- [2] J. Lieser, R. Wilhelm, C. Mundt: „Aerodynamischer Entwurf und Integration von Triebwerksgondeln bei Rolls-Royce Deutschland“, DGLR-JT2000-183, 2000
- [3] A. Ronzheimer: "Post-Parameterization of CAD-Geometries Using Freeform Deformation and Grid Generation Techniques", Contributions to the 13th STAB/DGLR Symposium, pp. 382-389, ISBN 3-540-20258-7, Munich Germany, 2002.

weiteres Vorgehen:

Nach Beendigung des Optimierungslaufes werden für die optimierte Konfiguration Navier-Stokes Rechnungen für Auslegungsmachzahl und weitere Off-Design Machzahlen durchgeführt. Parallel dazu soll eine Parametrisierung des Pylons aufgesetzt werden, die eine Kollisionsdetektion der Pylonoberfläche mit der inneren Struktur des Pylon beinhaltet.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: N. Schade

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 295 3342
e-mail: niko.schade@dlr.de

Thema: Simulation von Lastabsetzvorgängen – Skalierungsanforderungen an Windkanalversuche und numerische Simulation

Ausgangssituation:

Absetzvorgänge von Lasten und Hilfsgütern aus militärischen Transportflugzeugen erfolgen in unterschiedlichen Höhen sowie unter unterschiedlichen aerodynamischen und flugmechanischen Bedingungen. Insbesondere bei leichten oder aerodynamisch sensitiven Lasten besteht aufgrund der komplexen Aerodynamik im Heckbereich von Transportflugzeugen mit geöffneter Rampe die Gefahr, dass die Lasten mit der Flugzeugstruktur kollidieren [1]. Für ein sicheres Absetzen ist daher die Fähigkeit, die Trajektorie der abgehenden Last sowie deren Lagewinkel im zeitlichen Verlauf vorhersagen zu können, unerlässlich.

Ziel:

Vor diesem Hintergrund wird die Entwicklung eines validierten Verfahrens angestrebt, mit dem insbesondere im unmittelbaren Nahfeld des Transportflugzeugs die Trajektorien leichter oder aerodynamisch sensibler Lasten hochgenau vorhergesagt werden können.

Lösungsweg:

In einem ersten Schritt werden die Skalierungsanforderungen an die Simulation von Lastabsetzversuchen im Windkanalmaßstab abgeleitet, die sich aufgrund der absolut gleichen Beschleunigung der Lasten durch die Gravitation ergeben.

Im Rahmen des DLR-Projekts MiTraPor wurden im DNW-NWB in Braunschweig darauf aufbauend Lastabsetzversuche mit einem Modell im Maßstab 1/21 mit Lasten unterschiedlichen Gewichts und schrittweise gesteigerter Komplexität als Validierungsexperimente für einen numerischen Simulationsansatz durchgeführt [2].

In einem dritten Schritt wurde ein Verfahren zur gekoppelten aerodynamisch-flugmechanischen Simulation relativ zueinander bewegter Körper auf der Basis eines Chimera-Lochschnide-Algorithmus im DLR-TAU-Code entwickelt. Die Fähigkeit zur korrekten Simulation der wirbeldominierten Heckströmung des verwendeten Modells wurde dabei vorab anhand des Vergleichs experimentell ermittelter Strömungs-Felddaten mit numerischen Simulationsergebnissen demonstriert [3].

Ergebnis:

Bei der experimentellen Simulation von Lastabsetzvorgängen ist die Beschleunigung im Windkanal und in der Realität aufgrund der Gravitation identisch. Das bedeutet, dass in gleichen absoluten Zeiträumen gleiche absolute und damit verschiedene relative (Fall-)Strecken bezogen auf die charakteristische Länge zurückgelegt werden. Es muss daher sichergestellt werden, dass die auf die charakteristische Länge bezogenen, vergleichbar sind. Für Massepunkte lässt sich dies durch eine Verringerung der Auswurfgeschwindigkeit v_M im Modellmaßstab S

$$v_M = \sqrt{S} \cdot v_O$$

gegenüber der originalen Auswurfgeschwindigkeit v_O erreichen.

Datum: 21.06.2010

STAB

Bei volumenbehafteten Massen müssen darüber hinaus auch die Beschleunigungen durch die angreifenden Luftkräfte gleich sein, was sich durch beliebige Kombinationen

$$K \cdot \frac{u_{\infty,O}^2}{m_O} = \frac{u_{\infty,M}^2}{m_M} \quad \text{mit} \quad K = \frac{\rho_O}{\rho_M} \cdot \frac{1}{S^2}$$

erreichen lässt, worin die Bedingung gleicher aerodynamischer Beiwerte C durch die Gewährleistung gleicher Lagewinkel zu den Positionen auf der Trajektorie zumindest näherungsweise sichergestellt sein muss. Daraus ergibt sich die Notwendigkeit, die Trägheiten der Windkanallasten zu skalieren.

Es kann einfach gezeigt werden, dass z.B. für quaderförmige Lasten mit homogener Dichteverteilung im Original- und im Modellmaßstab daraus die Unskalierbarkeit resultiert. Die experimentelle Simulation von Lastabsetzvorgängen im Windkanalmaßstab würde daher für unterschiedliche reale Absetzbedingungen jeweils spezielle Lasten mit angepasster inhomogener Dichteverteilung erfordern.

Das entwickelte Simulationsumgebung zur gekoppelten aerodynamisch-flugmechanischen Simulation auf Basis des DLT-TAU-Codes kann so zielgerichtet bei der Vorbereitung realer Lastabsetzversuche ergänzend sowie unterstützend zu Windkanalsimulationen eingesetzt werden, da sie in der Lage ist, vielfältige Strömungszustände und die aerodynamische Interaktion der frei bewegten Körper vorherzusagen.

Validierungssimulationen zu Lastabsetzversuchen im DNW-NWB zeigen durchweg eine hervorragende Wiedergabe der Trajektorie der untersuchten Lasten. Die Vorhersage der Winkelverläufe ist ebenfalls sehr gut, insbesondere da die Abweichungen zum Experiment in Teilen auf leicht differierende Anfangsbedingungen zurück geführt werden können.

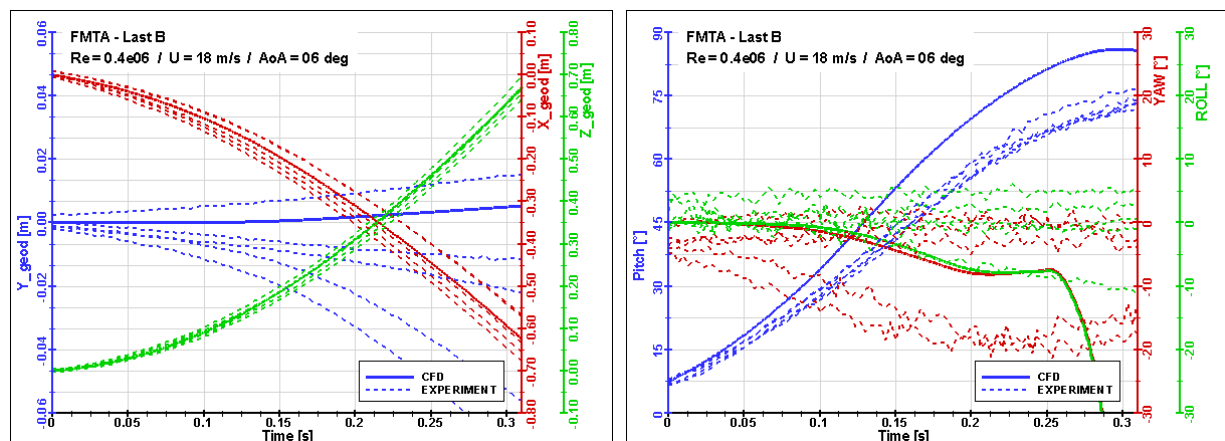


Abb. 1: Exemplarischer Vergleich einer numerisch simulierten Trajektorie mit experimentellen Abwurfversuchen im DNW-NWB

Literatur:

- [1] Roberts, D.W., Judy, A.D.: *Separation Flight Tests of a Small Unmanned Air Vehicle from a C-130 Transport Aircraft*. RTO-MP-SCI-162, Warsaw, Poland, 2005.
- [2] Schade, N.: Experimentelle und numerische Simulation von Lastabsetzvorgängen. Institutsbericht IB 124-2010/901, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, 2010.
- [3] Roosenboom, E.W.M, Schade, N.: *Experimental and Numerical Investigation of the Near-Field Wake behind a Transporter Aircraft with an Open Ramp*. 4th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, Belgium, 2009.

Weiteres Vorgehen:

Die Simulationsumgebung wird im Rahmen des DLR-Projekts MiTraPor II erweitert, um komplexere Lasten und das flugmechanische Verhalten des Transporters beim Lastabgang berücksichtigen zu können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung / Numerische Aerodynamik
Ansprechpartner: Abu-Zurayk, Mohammad

Institution: DLR / AS

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108, Braunschweig
Germany

Telefon: +49 0531 295-2844

Telefax :

E-Mail : mohammad.abu-zurayk@dlr.de

Thema: Development and evaluation of the adjoint approach for optimization of a coupled fluid-structure system

Ausgangssituation: Computing the sensitivities for gradient-based multi-disciplinary optimization techniques with the traditional finite differences approach can be extremely expensive. If a coupled fluid-structure system is considered for example, the sensitivities require, whether by backward or forward finite differences, one additional converged coupled computation for each design parameter. If higher accuracy is desired, the central finite differences approach is applied, and it requires two additional converged coupled computations for each design parameter, which means that such technique can become prohibitively expensive for large problems, as the computational power needed is linearly dependent on the number of design parameters.

Ziel: To get rid of this expensive dependency, the discrete adjoint approach is investigated here. In this approach, a Lagrange formulation is defined and used in such a way that eliminates this dependency, where only one converged coupling and one adjoint computation are needed to compute the sensitivities. This technique has been successfully developed in the DLR CFD code^[1]; TAU, then tested for NS equations in 3D configurations^[2], and has proven to be very efficient and cheap in comparison to finite differences. For this reason, the adjoint approach was suggested to be further developed for coupled fluid-structure systems in the frame of the internal DLR-funded project; MDOrmec.

Lösungsweg: The development of the adjoint approach started by deriving a suitable adjoint and gradient formulations for the coupled fluid-structure system. The coupled system is described by the Euler or the NS equations on the CFD side (Ra) with the unknown flow state variables (w), and through the Hook's Law of elasticity on the structure side (Rs) with the unknown structural displacement (u). The geometry is controlled by the design parameters (A) on the CFD side and the structural thickness (T) on the structure side. Following this description, the adjoint and the gradient formulation of the coupled system for a desired cost function (I) are represented respectively by:

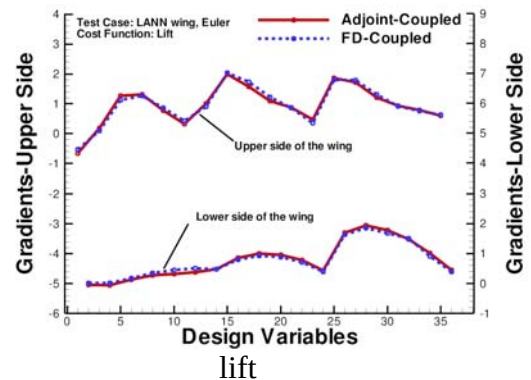
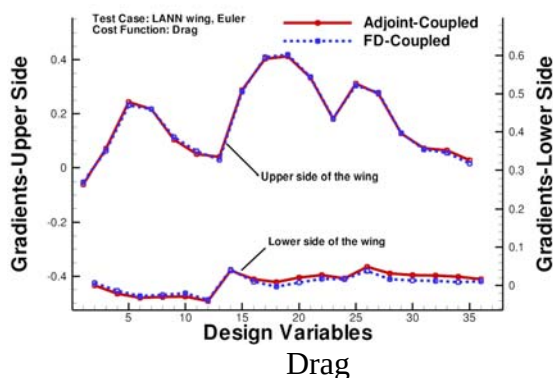
$$\begin{bmatrix} \frac{\partial I}{\partial w} & \frac{\partial I}{\partial u} \end{bmatrix} + [\psi \quad \phi] \begin{bmatrix} \frac{\partial Ra}{\partial w} & \frac{\partial Ra}{\partial u} \\ \frac{\partial Rs}{\partial w} & \frac{\partial Rs}{\partial u} \end{bmatrix} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{dI}{dD} = \left(\begin{bmatrix} \frac{\partial I}{\partial A} & \frac{\partial I}{\partial T} \end{bmatrix} + [\psi \quad \phi] \begin{bmatrix} \frac{\partial Ra}{\partial A} & \frac{\partial Ra}{\partial T} \\ \frac{\partial Rs}{\partial A} & \frac{\partial Rs}{\partial T} \end{bmatrix} \right) \begin{pmatrix} \frac{dA}{dD} \\ \frac{dT}{dD} \end{pmatrix} \quad (2)$$

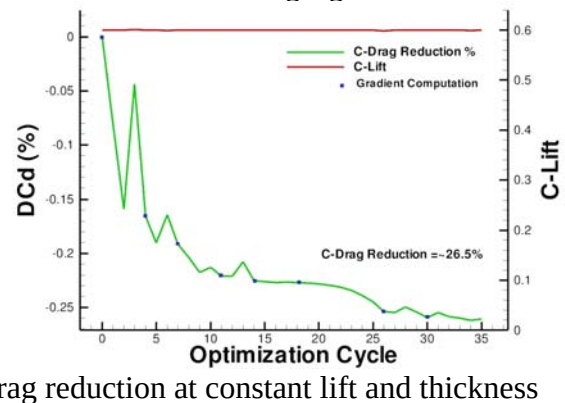
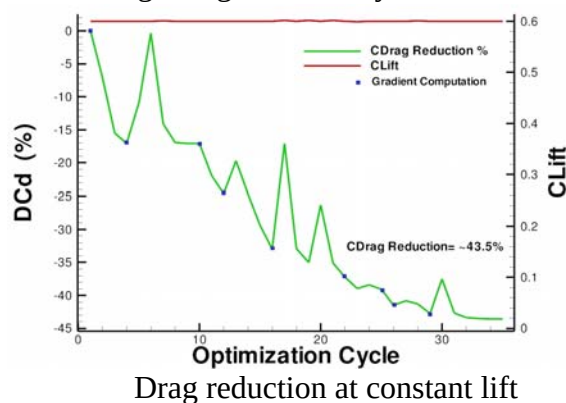
Where D represents the total set of design parameters, and ψ and ϕ are the Lagrange multipliers for CFD and structure sides respectively. Firstly (1) is solved independently of D, and then (2) is evaluated to get the sensitivities.

After finding the suitable formulation for the system, the missing terms generated by reformulating the available CFD adjoint, were derived by differentiating the interpolation tools used throughout the coupling process.

Ergebnis: The 3D LANN wing was chosen to evaluate the coupled adjoint gradients by comparing them with those evaluated by the finite differences technique. The CFD side in this case was governed by the Euler equations. The gradient evaluation included two cost functions; namely the drag and the lift, and the results are illustrated in the following figures, showing a very good matching in the gradients. Nevertheless, the central finite differences required 72 computational hours, where the adjoint approach needed only 5 hours; 2.5 hours for each cost function.



Finally, to bring the coupled adjoint technique into application, two optimizations were performed on the same test case; once with constant thickness and another with variable thickness. Even though only aerodynamic design parameters were employed, the effect of the static aeroelasticity was taken into account while computing the gradients. Both optimizations showed large drag decrease by constant lift as illustrated in the following figures:



Literatur:

1. Dwight, R. (2006). Efficiency Improvements of RANS-Based Analysis and Optimization using Implicit and Adjoint Methods on Unstructured Grids, DLR Forschungsbericht.
2. Brezillon, J and Dwight, R. (2009). Aerodynamic Shape Optimization Using the Discrete Adjoint of the Navier-Stokes Equations: Applications towards Complex 3D Configurations. KATnet paper.

Weiteres Vorgehen:

Having showed successful results, the work will be further developed to include structure cost functions and to use the NS equations on the CFD side.

Datum: 29.06.2010 , Braunschweig

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Benoît Béguin; PD Dr.-Ing. habil. Christian Breitsamter;
Prof. Dr.-Ing Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16126

Telefax: 089/289-16139

e-mail: benoit.beguin@aer.mw.tum.de

Thema: PIV-Untersuchungen des Nachlaufes einer elasto-flexiblen Flügelkonfiguration.

Ausgangssituation: Eine massiv formvariable Flügelkonfiguration bestehend aus einem tragenden Gelenk-Holm und einer darüber gezogenen elasto-flexiblen Tragfläche (Abbildung 1) wird experimentell untersucht. Aufgrund der hohen Elastizität der Bespannung, die für die vorgesehene Formänderung erforderlich ist, treten entsprechende große Verformungen der Flügeloberfläche unter aerodynamischer Last auf. Es folgt daraus eine ausgeprägte Staudruckabhängigkeit des aerodynamischen Verhaltens.

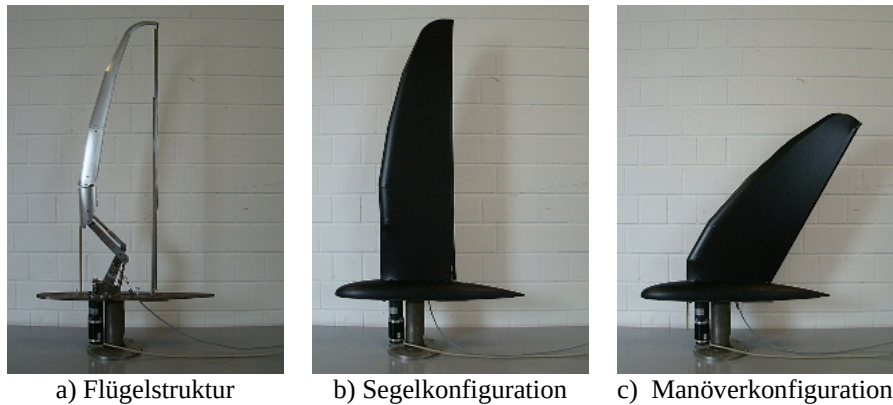


Abbildung 1: Formvariable Windkanalmodell

Ziel: Die hier vorgestellten Nachlaufuntersuchungen sollen ein besseres Verständnis der komplexen Fluid-Struktur Wechselwirkung ermöglichen. Insbesondere soll dabei die Zirkulationsverteilung für verschiedene Anströmbedingungen ermittelt und die Abhängigkeit von der Membranverformung untersucht werden.

Lösungsweg: Das Strömungsfeld im Nachlauf eines umströmten Körpers ist u.a. vom besonderen Interesse, wenn Messungen am Körper selbst nicht direkt durchführbar sind. Der elastoflexible Flügel stellt so einen schwierigen Fall dar, da Druckmessungen an der Oberfläche bisher nicht möglich sind.

Das Strömungsfeld im Nachlauf (siehe Abbildung 2) wird mittels eines *Stereo Particle Image Velocimetry* (PIV) Messsystems gemessen. Dafür wird ein 200mJ Nd:Yag Doppelpulslaser und eine FlowSense 2M CCD Camera verwendet. Da auf Grund der gewählten räumlichen Auflösung der Bildausschnitt nur $150 \times 300 \text{ mm}^2$ beträgt, besteht eine Nachlaufmessung über die gesamte Spannweite aus 10 zusammengesetzten Messebenen. Für die statistische Mittelung werden jeweils 100 Doppelbilder aufgenommen und ausgewertet. Aus den damit gewonnenen Geschwindigkeitsfeldern können dann weitere Größen wie Wirbelstärke, Zirkulationsverteilung ($\Gamma(y)$) und induzierter Widerstand ermittelt werden.

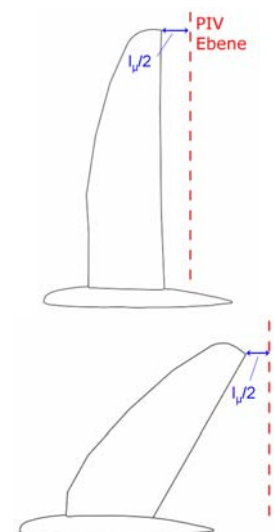


Abbildung 2: PIV Ebene

STAB

Ergebnis: Untersucht wurden die zwei in Abbildung 1 gezeigten Konfigurationen des formvariablen Modells bei 15 m/s und 30 m/s (Staudruck 135 Pa bzw. 540 Pa), jeweils für einen Anstellwinkel von $\alpha=5^\circ$ und $\alpha=10^\circ$. Ein Vergleich der Auftriebsbeiwerte aus den Kraftmessungen mit der Integralgröße der Zirkulationsverteilung zeigt eine maximale Abweichung unter 10%, was die Gültigkeit der PIV Messungen bestätigt. Abbildung 3 und 4 zeigen die aus den Geschwindigkeitsfeldern ermittelten Auftriebsverteilungen für die Segelkonfiguration bzw. Manöverkonfiguration. Im Allgemeinen führt die Erhöhung des Staudrucks zu einer Zunahme der Wölbung (siehe Abbildung 5), was sich in einem höheren lokalen Auftrieb widerspiegelt. Dabei wird im Falle der Segelkonfiguration die Last vor allem im inneren Bereich des Flügels erhöht, während bei der Manöverkonfiguration dies eher im mittleren bis äußeren Bereich geschieht. Diese Tendenz entspricht dem, was hinsichtlich der jeweiligen Grundrissgeometrie (siehe Abbildung 1) zu erwarten ist. Dabei ist auch zu beachten, dass infolge der Stellung des Gelenkholms, der Vorspannungszustand der Membrane für beide Konfigurationen nicht gleich ist, was zu unterschiedlichen Verformungsprozessen beiträgt. Die Auftriebsverteilung hängt nicht nur im Betrag sondern auch in der Form vom Staudruck ab. Um die aerodynamische Güte der jeweiligen Lastverteilungen hinsichtlich des induzierten Widerstands beurteilen zu können, wird der Oswald-Faktor e ermittelt (siehe Tabelle 1). Im Allgemeinen liegt die aerodynamische Güte bei niedriger Belastung höher. Diese ausgeprägte Staudruckabhängigkeit der aerodynamischen Güte weist darauf hin, dass das Design der Membran (Schnitt und Elastizität) gezielt für einen bestimmten Belastungszustand optimiert werden kann.

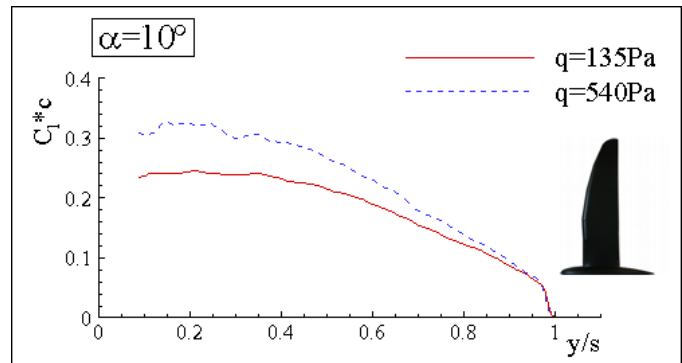


Abbildung 3: Staudruckabhängigkeit der Auftriebsverteilung (Segelkonfiguration, $\alpha=10^\circ$)

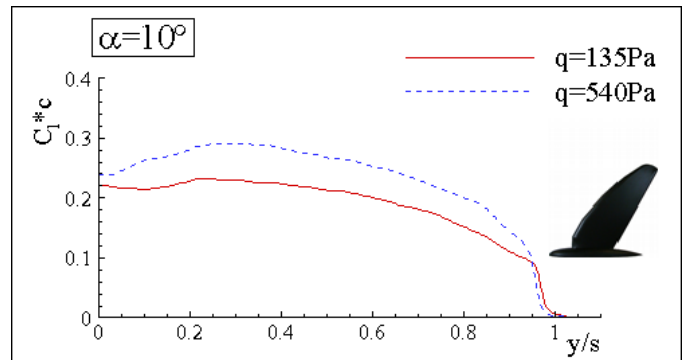


Abbildung 4: Staudruckabhängigkeit der Auftriebsverteilung (Manöverkonfiguration, $\alpha=10^\circ$)



Abbildung 5: Draufsicht des verformten Flügels (Segelkonfiguration) bei 135Pa (oben) bzw. 540Pa (unten), $\alpha=10^\circ$

Weiteres Vorgehen: Weitere Untersuchungen der Fluid-Struktur Wechselwirkung und deren Einfluss auf die aerodynamische Effizienz des elasto-flexiblen Flügels werden vorgenommen. Aufbauend auf den so gewonnenen Erkenntnissen wird die Möglichkeit untersucht, eine optimierte Flügelbespannung zu entwerfen.

	Segelkonfiguration		Manöverkonfiguration	
	$\alpha=5^\circ$	$\alpha=10^\circ$	$\alpha=5^\circ$	$\alpha=10^\circ$
q=135 Pa	0.926	0.965	0.971	0.953
q=540 Pa	0.782	0.931	0.860	0.903

Tabelle 1: Oswald-Faktor ($e = \frac{\Gamma_1^2}{\sum_n n \Gamma_n^2}$)

Litteratur:

- [1] A. R. Rodriguez, Morphing Aircraft Technology Survey, 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, 8-11 January 2007
- [2] G. R. Spedding, A Hedenström, PIV-based investigations of animal flight, *Experiments in Fluids* (2009) 46:749-763

Datum: 28.06.10

STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschließlich
Triebwerksintegration**

Ansprechpartner: Danil Haar

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531-295-2283
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: danil.haar@dlr.de**

Thema: Triebwerksintegration mit Hilfe von multidisziplinärer Optimierung

Ausgangssituation:

Von zukünftigen Verkehrsflugzeugen wird eine Steigerung der Flugleistung, eine Senkung des Kraftstoffverbrauchs und eine Reduzierung der Lärmemission gefordert. Diese Ziele gehören zum Kernbestand der europäischen Forschungsagenda „Vision 2020“.

MDOrmec ist ein DLR internes Projekt mit dem Ziel die notwendigen Werkzeuge und Methoden für eine multidisziplinäre Optimierung (MDO) zu identifizieren, zu entwickeln und anzuwenden. Durch die am Rumpfheck angeordneten Triebwerke (rear fuselage mounted engines configuration) und in H-Form ausgeführtem Leitwerk bietet die verwendete Flugzeugkonfiguration gute Voraussetzungen zur Lärmreduzierung. Es handelt sich dabei um ein der Dornier Do-728 ähnliches Regionalflugzeug. Die genannte Konfigurationsänderung ermöglicht eine Abschattung des Triebwerkslärms in Bodenrichtung durch den Flügel und das Leitwerk und ermöglicht dadurch einen leiseren Betrieb bei Start und Landung. Eine solche Verschiebung der Triebwerke sowie die Änderung des Leitwerks beeinflusst jedoch nicht nur die Aerodynamik sondern auch die Schwerpunktlage, die Stabilität und die Steuerbarkeit des Flugzeugs.

Ein Teil des Projektes beschäftigt sich mit der Integration der Triebwerke und ist zugleich die Arbeitsumgebung für die hier vorgestellten Untersuchungen.

Ziel:

Die Entwicklung und die Anwendung eines multidisziplinären Optimierungsprozesses zur Triebwerksintegration mit dem Ziel die Reichweite zu steigern. Die Steuerbarkeit und die Erfaltung der geforderten Längsstabilität sind dabei zu berücksichtigen.

Lösungsweg:

Der entwickelte Optimierungsprozess berücksichtigt große Verschiebung von Triebwerk und Flügel, Skalierung und Verstellung des Leitwerks als auch die Änderung der Masse von einzelnen Flugzeugbaugruppen in Folge der Geometrieänderung.

Die Widerstandsvorhersage erfolgt mit Hilfe der numerischen Strömungssimulation. Die Verwendung einer nahezu vollständigen 3D-Geometrie inklusive der Triebwerke, der Triebwerksaufhängungen und des Leitwerks ermöglicht die Erfassung von den komplexen Strömungsvorgängen und Interaktionen zwischen den einzelnen Baugruppen. Die Strömung in dem Zweikreisturbinenluftstrahltriebwerk (ZTL-Triebwerk) wird bis zu Faneintrittsebene sowie ab Fan- und Turbinenaustrittsebene simuliert.

Die Berücksichtigung der Flugmechanik und des Strukturgewichts führt zu einer realistischen Bewertung der Flugzeugkonfiguration. Dabei wird sowohl die Treibstoffmenge, die von der Änderung der Masse der einzelnen Baugruppen abhängig ist, berücksichtigt als auch ein getrimmter Flugzustand sichergestellt. Die Masse des Flügels und des Rumpfes ist von der Position der Triebwerke und des Flügels abhängig. Die Masse der Leitwerke wird von deren Größe bestimmt. Die Dimensionierung der Leitwerke und die Abschätzung der Komponentennmassen erfolgt mit Hilfe von Vorentwurfsmethoden^{[1][2]}. Die Trimmung erfolgt durch die

Verstellung des Höhenleitwerks und ist wichtig für die Bestimmung des Flugzeuggesamtwiderstands. Die Längsstabilität wird für jede Konfiguration berechnet und bei der Auswertung der Flugleistung berücksichtigt.

Die Hauptkomponenten des Optimierungsprozesses sind CATIA^[3], Centaur^[4], TAU^[5] und die eigens entwickelten Module zur Leitwerksdimensionierung und Massenabschätzung. Alle Komponenten des Optimierungsprozesses sind in der Optimierungsumgebung ModelCenter^[6] implementiert. Die Aktualisierung der Geometrie erfolgt in CATIA. Dabei werden die einzelnen Baugruppen neu positioniert und die Verschneidungen definiert. Die Steuerbarkeit des Flugzeugs wird durch die Dimensionierung der Leitwerke gewährleistet. Centaur erzeugt die für die numerische Strömungssimulation erforderlichen Rechenetze. TAU löst die 3D-Euler Gleichungen, die für einen Vergleich der Konfigurationen im Reiseflug ausreichend genau sind. Als Optimierungsverfahren wird der DesignExplorer^[7] verwendet.

Ergebnis:

Mit dem entwickelten Optimierungsprozess konnte die Reichweite des Flugzeugs durch eine Verschiebung der Triebwerke im Heckbereich des Rumpfes gesteigert werden. Die Lage des Flügels und die Größe der Leitwerke wurden entsprechend der Vorgaben zur Steuerbarkeit und Stabilität erfolgreich berücksichtigt. Die Hauptursachen der Flugleistungssteigerung werden am Verlauf des Druckwiderstands des Rumpfes (Abbildung 1) deutlich. Die mit dem multidisziplinären Optimierungsprozess durchgeführte Triebwerksintegration führte zu einer deutlichen Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs auf der geforderten Strecke.

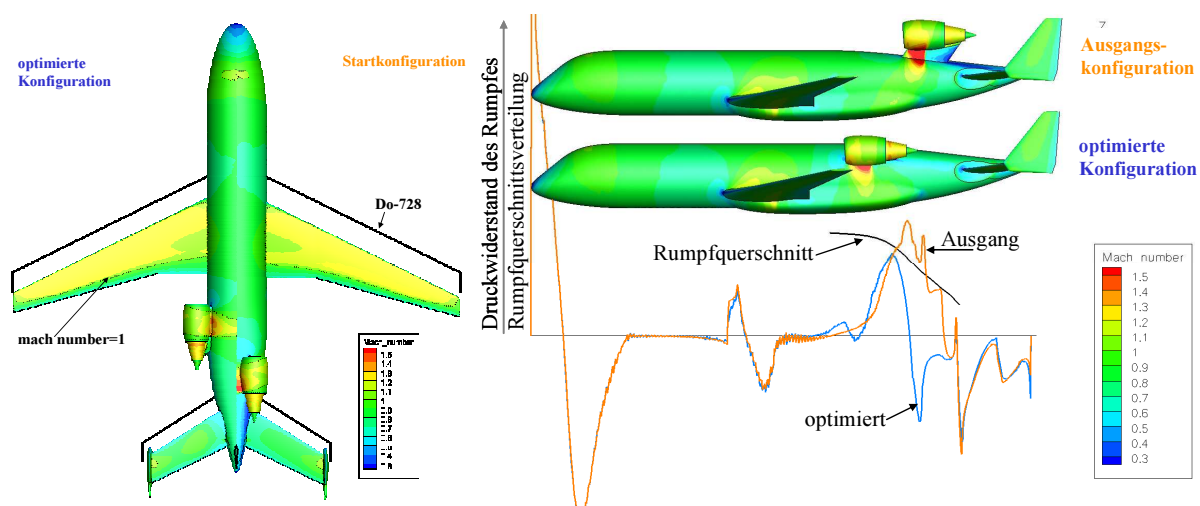


Abbildung 1: Vergleich der Ausgangsgeometrie mit der optimierten Geometrie

Literatur:

- [1] HAW Hamburg, Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf, Prof. Dr.-Ing. D. Scholz
- [2] PrADO, Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren, TU-Braunschweig
- [3] <http://www.3ds.com/products/catia/>, März 2010
- [4] <http://www.centaursoft.com>, März 2010
- [5] Schwamborn, D.; Gerhold, T.; Heinrich, R.: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry, In proceedings of European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CDF 2006, Delft, The Netherlands, 2006
- [6] http://www.phoenix-int.com/software/phx_modelcenter.php, 2010
- [7] Dokumentation aus ModelCenter Installationspaket

weiteres Vorgehen:

Als weitere Schritte sind die Integration der Formdeformation des Rumpfes, die Untersuchung alternativer Zielgrößen und ihre Auswirkung auf das Optimierungsergebnis geplant.

Datum: 2010.06.30

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Ansprechpartner: Michael Meyer, Christian Breitsamter

**Institution: Technische Universität München,
Institut für Luft und Raumfahrt, Lehrstuhl für Aerodynamik,**

**Adresse: Boltzmannstraße 15, 85748 Garching Telefon: 08928916151
Telefax: 08928916139
e-mail: michael.meyer@aer.mw.tum.de**

weitere Partner: ACFA2020 consortium

Thema: High Fidelity Analysis of the Steady and Unsteady Aerodynamics of the Blended Wing Body ACFA2020 (Active Control for Flexible 2020 Aircraft)

Ausgangssituation: The ACFA2020 (Active Control for Flexible 2020 Aircraft) is the European vision of an ultra efficient, marketable Blended Wing Body (BWB) aircraft for the year 2020. Innovative design such as ACFA2020 are needed to fulfil the ambitious goals of the Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE) to reduce the fuel consumption, CO₂-emissions by 50% and the external noise by 4-5 dB. Previous flying wing projects, e.g. VELA and NACRE, have identified a high need for active control and related expertise. The innovation of active control is therefore the major focus of the ACFA2020 project. Since flight control design, and flight performance are strongly influenced by the aircraft aerodynamics, it is inevitable to have accurate aerodynamic predictions even in the preliminary design process. Accurate results despite the strong non-linear phenomena occurring on the BWB can only be accounted for by high-fidelity simulations as opposed to simplified approaches e.g. empirical methods.

Ziel:

The objective of this work is to carry out high-fidelity steady and unsteady highspeed aerodynamic simulations in order

- 1) to obtain accurate aerodynamic input data for reduced order model used in the control system design and
- 2) to analyse the aerodynamics of the BWB while gaining experience with this fairly new configuration and finding potential for performance improvement

Lösungsweg:

The aircraft geometry is designed by other ACFA2020 project partners according to their design experience with BWBs. Based on the geometry the computational grid for the simulations is created in ICEM by ANSYS and smoothed by an in-house elliptic smoother.

Simulations are carried out with the TUM-AER flow solver AER-Eu which uses the Euler set of equations discretized on structured finite-volume grids. The numerical solver is second-order accurate in time and space. Domain extents are chosen such that farfield boundary conditions do not influence the flow physics near the aircraft. Grid independency was proven by a grid convergence study.

The highspeed flight envelope is accounted for by a range of flight mach numbers and angles of attacks. Based on the steady solutions unsteady simulations have been performed for aileron oscillations and elastic modes, e.g. first bending, at some discrete reduced frequencies.

Ergebnis:

Aerodynamics on the BWB are determined by strong non-linear effects. A complex shock system is built up on the upper and lower part of the wing and the winglet for cruise conditions, shown in Figure 1. With increasing Mach number the shock system moves towards the trailing edge of the wing which is visible in the pressure coefficient plots in Figure 2. The variation of the shock position implies an undesirable unequally distributed wing loading leaving potential for performance improvement. The unsteady aerodynamic data are provided as Generalized Aerodynamic Forces (GAF) used for flutter prediction. Unsteady aerodynamic forces due to oscillating control surfaces serve as excitation forces used in the design of active control of flexible aircraft modes. Further steady and also unsteady results are shown at the STAB Symposium.

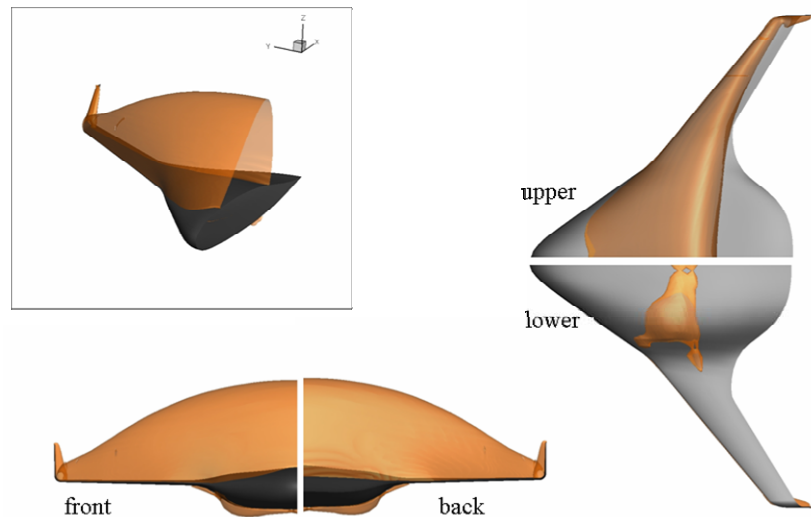


Figure 1: Mach=1-isosurface at the front, back, upper and lower part of the BWB.

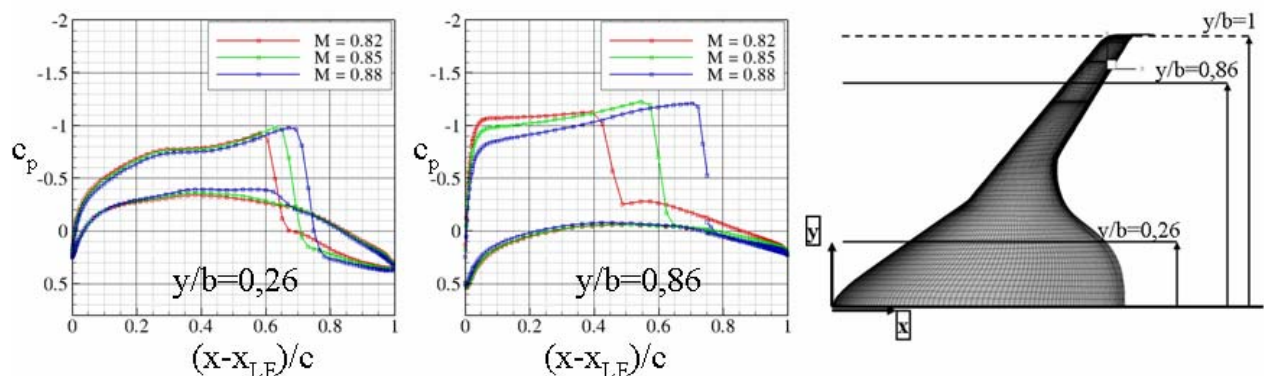


Figure 2: the pressure coefficient in streamwise direction $(x-x_{LE})/c$ at different spanwise positions y/b for different Mach numbers and an angle of attack of 1.7° (c = local chord length, b =half wing span).

Literatur:

[1] ACFA 2020 - Active Control for Flexible 2020 Aircraft: <http://www.acfa2020.eu/>

weiteres Vorgehen:

With the aerodynamic data a reduced order model is built and used for the adaptive flight control design. Based on the optimized control system ACFA2020 will undergo a resizing process. For the resized aircraft a flutter analysis will be performed for which further aerodynamic input is necessary.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Tarik Barth
Rolf Gehre
Thino Eggers
Alexander Wagner
Jan Martinez Schramm
Klaus Hannemann
Hannah Böhrk
Hendrik Weiß

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS-RF)

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** (0531) 295-2453
38108 Braunschweig **e-mail:** Tarik.Barth@dlr.de

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchungen der *SHEFEX-II* Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)

Ausgangssituation:

Im *SHEFEX-II* Flugexperiment soll das aerothermodynamische Verhalten von facettierten Flugkörpern bei Hyperschallgeschwindigkeit untersucht werden. Außerdem werden u. a. die Wirkungsweise und Effektivität der verwendeten Aktivkühlung analysiert.

Ziel:

Die Windkanaluntersuchungen im HEG mit dem Windkanalmodell der *SHEFEX-II* Konfiguration dienen der Vorbereitung für das Flugexperiment. Außerdem sollen die numerischen Verfahren insbesondere bezüglich der Ausblasrandbedingung am Aktivkühlelement mit Hilfe der experimentellen Daten validiert werden.

Lösungsweg:

Das Windkanalmodell ist im Vergleich zum Freiflugkörper im Maßstab 1:3 gefertigt, womit das Modell eine Länge von 650 mm hat. Die Strömungsbedingungen im Windkanal entsprechen einer Flughöhe von $H = 32 \text{ km}$ bei $Ma = 10$. Die experimentellen Untersuchungen wurden für verschiedene Anstell- und Canardwinkel durchgeführt. Im Experiment werden Oberflächendrücke, spezifische Wärmeströme und Schlierenbilder erfasst. Für die numerischen Berechnungen wird der DLR-TAU-Code verwendet, wobei alle geplanten HEG-Messreihen numerisch nachgerechnet werden.

Ergebnis:

Das Windkanalmodell der *SHEFEX-II*-Konfiguration ist in **Abbildung 1** gezeigt. Das Modell besitzt eine modulare Bauweise und bietet die Möglichkeit, unterschiedliche Canardwinkel zu untersuchen. In der Mitte auf der Oberseite des Körpers befindet sich das Aktivkühlexperiment.

Gleichsam sind in **Abbildung 1** die experimentellen und numerischen Ergebnisse der *SHEFEX-II*-Oberfläche (normierte Druck und Wärmestromdichte) unter HEG-Bedingungen ($Ma=10$, $p=930 \text{ Pa}$ und $T=253 \text{ K}$) mit und ohne Kühlung bei einem Anstellwinkel von $\alpha=5^\circ$

gegenüber gestellt. Daraus wird der Kühleffekt bei dem verwendeten Massenstrom von 0.4 g/s deutlich ersichtlich.

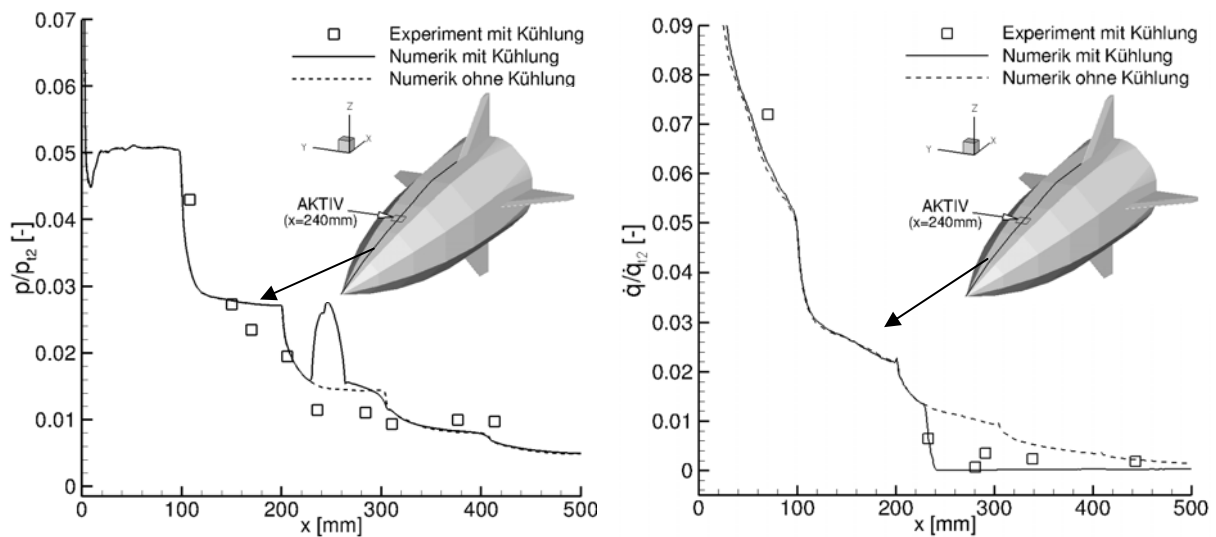


Abbildung 1: Experimentelle und numerische Ergebnisse zur normierten Druck- (links) und Wärmestromdichte- (rechts) Verteilung auf der Oberseite des Vorkörpers in der Symmetrieebene bei ein- und ausgeschalteter Kühlung. $Ma=10.3$, $p=930\text{Pa}$, $T=253\text{K}$, $\alpha=5^\circ$, $m=0.4\text{g/s}$.

Der austretende Massenstrom am Aktivkühlelement führt zu einem Verdichtungsstoß, der aus der Grenzschicht heraus läuft, siehe **Abbildung 2**. Bei hinreichend hoher Diskretisierungsfeinheit gelingt es auch bei den Berechnungen die lokale Stoßfront bei eingeschalteter Aktivkühlung aufzulösen.

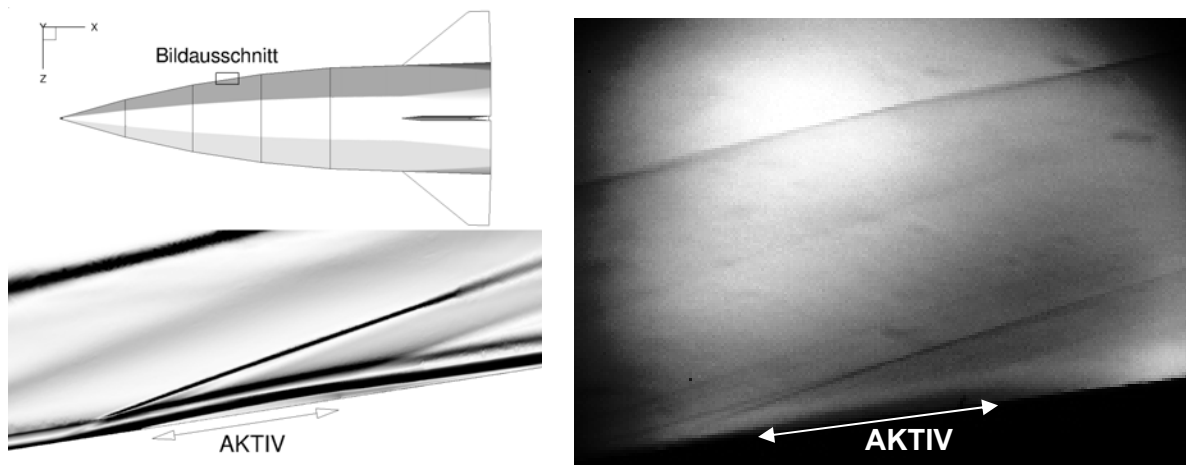


Abbildung 2: Schlierenbilder am gezeigten Bildausschnitt in der Symmetrieebene am Aktivkühlelement (AKTIV). links: numerische Ergebnisse, rechts: experimentelle Ergebnisse.

Weiteres Vorgehen:

Detaillierte Auswertung der experimentellen und numerischen Daten. Hierbei stehen neben generellen Strömungsaspekten die Auswirkung der Aktivkühlung und die Stoß-Stoß-Interaktion an den Canards im Vordergrund.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Christoph Bode, Dr. Thino Eggers

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-2436

Telefax: 0531 / 295-2320

e-mail: Thino.Eggers@dlr.de

Weitere Partner:

Prof. Michael Smart, Centre for Hypersonics, School of Mechanical and Mining Engineering, University of Queensland, Brisbane, Australia

Thema:

Numerical generation of a Flush Air Data System for the Hypersonic Flight Experiment HIFiRE 7.

Ausgangssituation:

The HIFiRE project will test 21st-century aeronautics and space technologies for advanced scramjet-powered launch vehicles. The HIFiRE objective is to build up a strong base of flight test data for quick-reaction space launch development. The payloads will dive into the atmosphere to obtain data directly applicable to new hypersonic flight vehicles. The Mach number which is achievable in this area depends on the trajectory and is in the region of $7 < Ma < 8.5$. The aim of the HIFiRE 7 flight is to prove that the two installed scramjet engines (**Fig. 1**) generate thrust [1].

Ziel:

For this, the HIFiRE 7 is designed for free-flying. Before the experimental window starts the burned-out stage is separated from the payload. Especially in the experiment window it is required to interpret the flight and the reconstruction of trajectory parameters such as the speed, altitude and also the position in space. To describe the free stream conditions of scramjet engines it is particularly important to know the angle of attack and angle of sideslip. As the main system for recording these variables an Inertial Measurement Unit (IMU), which is directly in front of the experiment is initialized. As a back-up for the IMU a numerically generated kind of a Flush Air Data System is developed. For the determination of angle of attack and sideslip some pressure-tubes are implanted on the forebody which will provide pressure measurements for the post-processing.

Lösungsweg:

In order to derive the equations for the post-processing of the flight data, the forebody of HIFiRE 7 is numerically investigated in detail. Here, Euler calculations with the DLR TAU code are performed as it is assumed that the effect of the boundary layer on the pressure distribution may be neglected with view to the obtained attitude. Selected Euler- and Navier-Stokes results underline this assumption. Additionally, a study with regard to the viscous interactions and the real gas effects is performed in order to draw a conclusion if they have to be taken into account. Finally, also the effect of three different atmospheric models on the flight angles is investigated. The calculations cover the range $7.0 < Ma < 8.5$, $-8^\circ < \alpha < 8^\circ$ and $-8^\circ < \beta < 8^\circ$. The obtained surface pressure distributions are applied to derive the equations which enable to compute angle of attack and sideslip during post-processing, if surface pressures of the flight experiment are available.

Ergebnis:

The pressure distributions in **Fig. 2** show only minor differences as long as the region in the vicinity of the leading edge is excluded. Here, the displacement of the boundary layer has a significant influence. As the pressure taps of the flight experiment are located at $x=0.15\text{m}$ and $x=0.275\text{m}$ it is possible to assess the angle of attack and the sideslip angle based on the inviscid results with sufficient accuracy. **Fig. 3** shows the investigation of the real gas effects. Here, some results of the REX free flyer investigation [2] are adopted. It turns out that the influence of real gas effects on the

pressure distribution is negligible too. There are no influences on the lift- and pressure drag coefficients due to the viscous interaction phenomena and real gas effects.

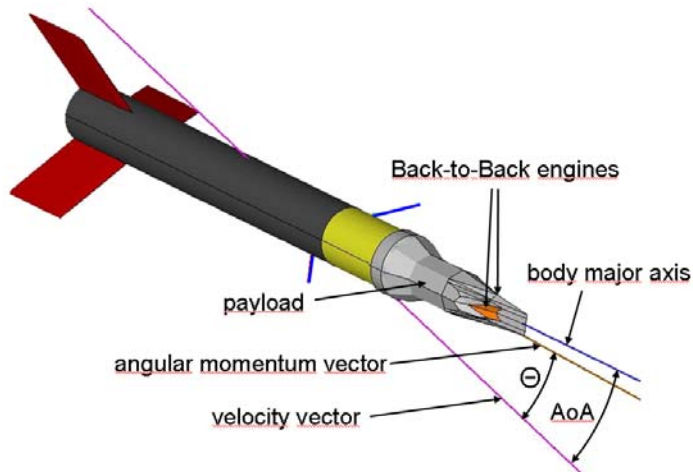


Fig.1 HIFiRE 7

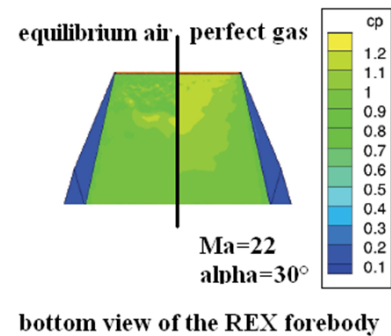


Fig. 2 Equilibrium air versus perfect gas

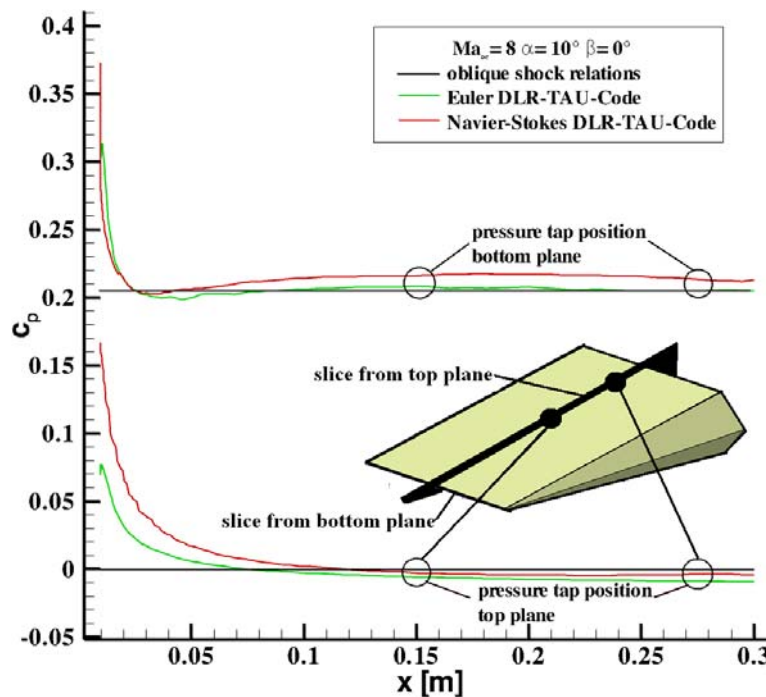


Fig. 3 Influence of viscous interactions

Literatur:

- [1] Eggers, Th.; Silvester, T.B.; Smart, M.K.; Paull, A.: Aerodynamic Design of Hypersonic Re-entry Flight HIFiRE 7, AIAA Paper 2009-7256, 2009.
- [2] Barth, Tarik: Aerothermodynamische Voruntersuchung der REX-Free-Flyer Konfiguration, DLR-IB 124-2009/911

Weiteres Vorgehen: Derivation of functional relationships for each pressure port from the generated data-set and formulation of equations to determine angle of attack and angle of sideslip by post-processing the measured pressure from the HIFiRE 7 flight experiment. The proposed paper discusses the introduced study in full depth.

Mitteilung

Projektgruppe	Hyperschallaerothermodynamik		
Ansprechpartner	Erik Bornhöft, Erich Schüle		
Institution	DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen		
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10	Telefon: 0551/709-2803	
		Telefax: 0551/709-2811	
		E-mail: erich.schuelein@dlr.de	
Thema	Potenzial einer lokalen Strömungserhitzung zur Bugwiderstandsreduzierung im Überschall		

Ausgangssituation

Es ist bekannt, dass eine lokale Strömungserhitzung vor einem stumpfen Überschallkörper zur Änderung der globalen Stoßstruktur stromauf der Nase und somit zur Reduktion des Wellenwiderstands führen kann. Durch widersprüchliche Erkenntnisse aus den bereits veröffentlichten experimentellen und numerischen Untersuchungen lässt sich allerdings keine eindeutige Aussage über das wirkliche Potenzial einer reinen Energieeinbringung ableiten. Es liegt vor allem an den sehr großen Diskrepanzen in den numerisch berechneten und experimentell ermittelten Effekten.

Ziel

Das Ziel der vorliegenden Arbeit war es, das Potenzial einer lokalen Strömungserhitzung zur Bugwiderstandsreduzierung im Überschall experimentell und numerisch zu untersuchen und dabei eine Optimierung des Energieeintrags vorzunehmen.

Lösungsweg

Die systematischen experimentellen Untersuchungen zur stationären Energiezufuhr mittels eines elektrischen Gleichstromlichtbogens wurden im Rohrwindkanal Göttingen bei einer Machzahl von 3 durchgeführt. Als Testmodell diente ein vereinfachtes Zylindermodell mit einer halbsphärischen oder kegelförmigen Nase. Die Kegelhalbwinkel wurden zwischen 35° und 65° in 10°-Schritten variiert, um die Effekte der Stoßintensität bei gleicher Heizleistung zu klären. Die Intensität des Gleichstromlichtbogens bzw. die elektrische Leistung an den Lichtbogenelektroden, die im Abstand von $3.7D_{\text{Modell}}$ vor der Körperr Nase angebracht waren, wurde in den Versuchen variiert, um die Effekte der Heizleistung bei konstanter Stoßintensität zu untersuchen.

Die grundlegenden physikalischen Effekte wurden außerdem in der Arbeit mit Hilfe des DLR eigenen Strömungslösers TAU numerisch simuliert. Die Bedingungen der Windkanalversuche wurden in diesen Rechnungen reproduziert und die numerischen Ergebnisse für einen Vergleich herangezogen und analysiert.

Ergebnis

Ein beträchtliches Potenzial zur Reduzierung des Bugwiderstands konnte ausschließlich in den Versuchen und Simulationen nachgewiesen werden, in denen die lokale Energiezufuhr eine überkritische Delle im Gesamtdruckprofil induziert und somit einen sog. „thermal-spike“ Effekt auslöst. Bei der Wechselwirkung der aufgeheizten Nachlaufströmung mit dem Bugstoß entsteht in diesem Fall eine Rezirkulationsblase, die sich sehr vorteilhaft auf den Bug-

widerstand auswirkt. Durch Reduzierung des Bugwiderstands lässt sich die benötigte Antriebsleistung z.B. bei einem Flugzeug oder -körper deutlich verringern.

Im Unterschied zu den experimentellen Bedingungen wurde in den Berechnungen eine verlustfreie Energieeinbringung in die Strömung simuliert, so dass ein direkter Vergleich der numerischen und experimentellen Daten erst nach Quantifizierung der Verluste im Windkanalversuch möglich war. Durch Analyse des Spannungsverlaufs im Gleichstromlichtbogen konnte die Leistungsbilanz bei Strömungserhitzung nach der Theorie des Lichtbogens aufgestellt und die Leistungsverluste, die bei den tatsächlichen Windkanalmessungen auftraten, quantitativ bestimmt werden. Dadurch konnte nicht nur der Wirkungsgrad des im Experiment benutzten Lichtbogaufbaus abhängig von dem Elektrodenabstand und der angelegten Spannung, sondern auch die reine Heizleistung, die in den Versuchen zur Strömungserhitzung eingebracht war, bestimmt und extrahiert werden. Der durchgeführte Vergleich der numerischen und experimentellen Ergebnisse bei der Betrachtung einer reinen Heizleistung, zeigte eine sehr gute quantitative Übereinstimmung, die als Haupterkennnis dieser Studie zu werten ist.

Die Ergebnisse der Kraftmessungen und der numerischen Berechnungen am generischen Kegel/Zylinder-Modell zeigen eine deutliche Reduktion des Gesamtwiderstands beginnend bei sehr moderaten Heizleistungen von ca. 100-250 W (verlustfreie Betrachtung). Die Effizienz dieser Maßnahme kann z.B. für die 55°-Kegelnase dadurch demonstriert werden, dass die gesparte Antriebsleistung ca. 38-mal höher ist als die aufgewendete elektrische Leistung am Gleichstromlichtbogen (Experiment) oder bei verlustfreier Einbringung sogar ca. 180-mal höher ist als die eingebrachte Heizleistung (Rechnung). Untersuchungen zeigten außerdem, dass die Effizienz der Energiezufuhr beim Erhöhen der Luftdichte proportional zum Staudruck ansteigt.

Die Ergebnisse der Untersuchungen lieferten einen weiteren Beitrag zum Verständnis der Strömungsphänomene bei einer lokalen Strömungserhitzung und zur wesentlichen Präzisierung der Bedingungen bei Durchführung neuer Windkanalexperimente mit elektrischer Energieeinbringung.

Literatur

- [1] Schüle E. and Zheltovodov A.A., "Effects of Localized Flow Heating by DC-Arc Discharge Ahead of Non-Slender Bodies", *AIAA Paper 2009-7346*, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 19 – 22 October 2009, Bremen (Germany), 15p., 2009.
- [2] Bornhöft E., "Windkanaluntersuchungen zur Strömungssteuerung mittels Energiezufuhr", Diplomarbeit, Georg-August-Universität zu Göttingen, 93 S., Mai 2010.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Javier Bartolome Calvo, Stephan Wolkow, Thino Eggers

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295-3312
Fax: 0531 295-2914
E-Mail: Javier.BartolomeCalvo@dlr.de

Weitere Partner: DLR-Moraba

Thema: **Application of a Coupling of Aerodynamics and Flight Dynamics to Predict the SHEFEX I Ascent Phase**

Ausgangssituation: During the aerodynamic layout of reentry and launch vehicles the trajectory prediction is a key point. In the first phases, the aerodynamic performance and its impact on the mission are analyzed with semi-empirical methods. Such methods are able to give the general trends and permit the fast evaluation of the characteristics of the considered vehicle to reach the mission goals. For example, surface inclination methods such as SOSE (Second-Order Shock Expansion) [1] are used for high Mach numbers, and missile DATCOM [2] for bodies of revolution with and without fins. In the next phases and in order to analyze critical parts of the flight or during the preparation of wind tunnel measurements, Euler/Navier-Stokes codes may be applied, which give a higher level of confidence.

Ziel: The objective of this study is to analyze mission trajectories by coupling a six-degree-of-freedom (6-DOF) trajectory program with semi-empirical aerodynamic prediction methods. Additionally, assess the accuracy of these semi-empirical methods, and extend the coupling procedure to analyze interesting flight phases with an Euler/Navier-Stokes solver, the DLR-Tau code.

Lösungsweg: In a first step, the 6-DOF REENT trajectory program, which is developed at the University of Stuttgart, is coupled with missile DATCOM [2]. Missile DATCOM is able to predict the aerodynamic forces and moments from missile type revolution bodies from subsonic to hypersonic. The integration in the trajectory program is based on the existing coupling with SOSE [3]. Basically, the aerodynamic forces and moments are computed during the integration of the trajectory by exchanging the angle of attack and the sideslip angle. In a second step, the DLR-Tau code is coupled following a similar procedure.

Ergebnis: The measured data during the ascent phase of the flight experiment Shefex I is used to evaluate the numerical predictions. The 3-DOF trajectory simulation takes into account the thrust of the motor over the time, the decrease of the vehicle mass according to the propellant burn rate, and the displacement of the center of gravity. The 6-DOF additionally includes the evolution of the inertial tensor during the mission. The length of

the launch pad and its orientation, the first stage, which is separated after 28.8 seconds, and the flight of the second stage are included in the computations. A detailed description of the layout of the vehicle is described by Turner et al. [4]. The comparison of the altitude between the simulation and the GPS/Radar measurements is presented in Fig. 1 (left). The predicted apogee is in good agreement with the measurements. As the rocket is spin stabilized, the prediction of the roll rate is a key parameter during the atmospheric phase. A comparison of the roll rate as a function of time is shown in Fig. 1 (right). The maximum spin of the vehicle during the atmospheric phase of about 1.8 Hz is well matched by the 6-DOF computation.

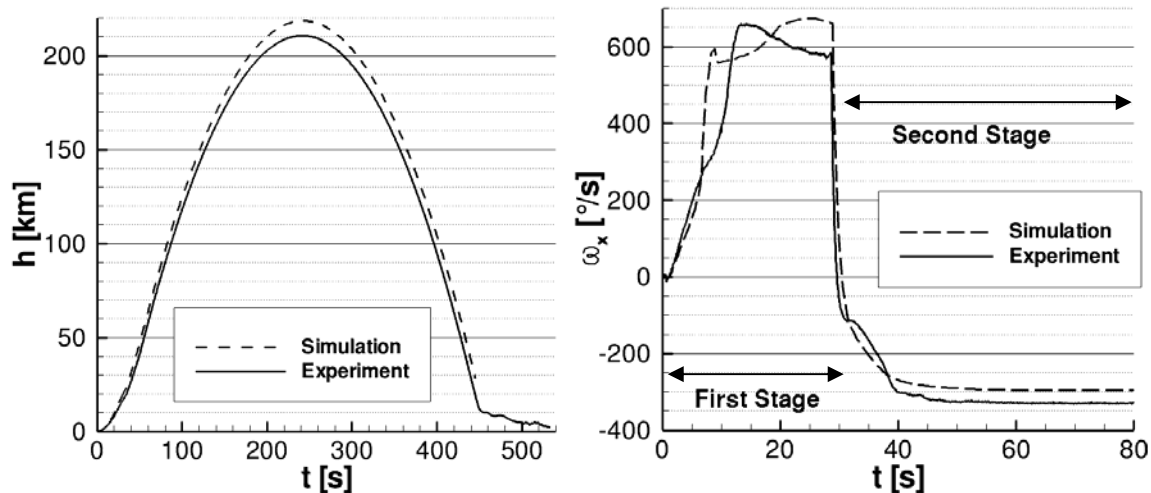


Fig. 1: Comparison of the altitude of the coupled missile DACOM – REENT 3-DOF simulation with the GPS/Radar flight data (left). Comparison of the predicted 6-DOF roll rate with the measurements of the DMARS (Digital Miniature Attitude Reference System) installed on the vehicle.

Literatur:

- [1] Streit, Th., Martin, S., Eggers, Th., Approximate Heat Transfer Methods for Hypersonic Flow in Comparison with Results Provided by Numerical Navier-Stokes Solutions, DLR-FB 94-36.
- [2] Blake, W.B.: Missile Datcom User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision, Air Force Research Laboratory, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, Februar 1998.
- [3] Eggers, Th., Gräßlin, M., Layout of Hypersonic Vehicles by Coupling of Aerodynamics and Flight Mechanics, Second International ARA Days Conference 10 Years ARD, Arcachon, France, 2008.
- [4] Turner, J., Hörschgen, M., Jung, W., Stamminger, A., Turner, P., SHEFEX-Hypersonic Re-entry Flight Experiment – Vehicle and Subsystem Design, Flight Performance and Prospects, 14th Spaceplane Systems and Technologies Conference, AIAA Paper 2006-11-08.

Weiteres Vorgehen: Some interesting parts of the ascent of the SHEFEX I flight are being currently investigated by coupled 6-DOF simulations with REENT and the DLR-Tau code.

Datum: 25.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: M. Costantini; B. Esser; A. Gülhan.

Institution: DLR – Institute for Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Bunsenstr. 10 - 37073 Göttingen (Germany) **Telefon:** + 49-551-709-2632
Telefax: + 49-551-709-2830
e-mail: marco.costantini@dlr.de

weitere Partner: L. Vigevano (Politecnico di Milano)

Thema: Thermal Fluid-Structure-Interaction on a Flat-Plate Model in Hypersonic High-Enthalpy Flow

Ausgangssituation: The structure of a space vehicle must be designed not only in order to be capable of carrying the payload and the necessary fuel, but also to withstand the extreme thermal loads, which the spacecraft experiences along its trajectory from outer space to planetary surface, as a consequence of needing a deceleration from orbital velocities of several kilometers per second to prescribed landing velocities. The kinetic energy in the hypersonic free stream is dissipated and converted into gas thermal energy across the strong shock wave in front of the forebody region and through friction within the boundary layer. A remarkable amount of the energy is transported towards the body surface. Thus, the temperature reaches very high values, both in the aftershock flowfield and on the vehicle's surface, causing also the occurrence of so-called "high-temperature effects" on the fluid's atoms and molecules, such as dissociation, recombination, excitation of vibrational molecular degrees of freedom and ionization. Moreover, chemical reactions in terms of oxidation and catalytic effects can take place on the body surface, increasing the acting aerothermal loads. In the past, the physical nature of the problem usually was simplified by a series of assumptions in the common numerical and experimental tools, particularly with regard to structural discontinuities, surface quality and high-temperature effects, which obviously influence the interaction between fluid and structure. The approximation was taken into account by means of appropriate safety margins, in order to guarantee a conservative design. The consequence was an undesired mass – and implicitly costs – increase, or a mass subtraction from the payload capability. In this context, it is clear to understand the importance of well-validated tools, which are able to accurately reproduce and predict the intense fluid-structure interaction, which characterize the hot phase of re-entry. Coupled simulations enable to properly capture the thermal response of the structure, once the proof of the results of such tools is furnished by suited experiments in calibrated long-duration, high-enthalpy facilities, endowed of a sophisticated measurement technique. Because of the complex phenomena which involve a hypersonic vehicle, ground-based tests still play a fundamental role for the simulation of such aerothermodynamic processes. Therefore, the design of all re-entry machinery is performed through the integration of numerical tools and experimental facilities.

Ziel: Before numerical tools extensively come into use, the validation of the coupling procedure and the proof of the exactness of their results are necessary prerequisites. This work takes its place in this perspective. The application of a suitable physical model capable of appropriately reproducing thermal fluid-structure interaction phenomena which involve the structure surface, the analysis of the coupled simulations results and their comparison with experiments have been focal points of this work.

STAB

Lösungsweg: The simulation of the thermal fluid-structure interaction on a ceramic flat-plate model made of C/C-SiC was conducted by means of the TAU code developed at DLR for the calculation of the flowfield and with the commercial software ANSYS for the thermal response of the structure. Different flow models for the high-temperature gas and for the stream conditions have been numerically investigated in order to understand their impact on the surface quantities. The comparison with experimental results was achieved with tests in the high-enthalpy facility L3K of DLR in Cologne, Germany, which enables reaching a steady-state of the temperature distribution on the surface thanks to its rather long running-time. The instrumentation for the temperature measurement has comprehended thermocouples and optical devices, namely pyrometers and an IR-camera.

Ergebnis: The tests results have shown to be very good reproducible, the thermal quantities to reach in general a steady state at the surface and to be rather uniform in lateral direction for a considerable portion of the model. Two-dimensional steady simulations have hence been retained satisfactory for the numerical investigation of the concerned problem, at least for the model's symmetry axis. The effect of different flow modelings has been demonstrated not to be significant; therefore, an appropriate perfect-gas modeling with uniform stream has been considered. Coupled simulations have been proved to more effectively reproduce the distributions of the thermal quantities on the surface of the investigated flat-plate model. Temperature peaks have shown to be remarkably smoothed by means of the thermal conduction effects inside the model and the temperature distribution to be in general rather mitigated. The computations have been demonstrated to properly capture the temperature trend on the objective surface, although the temperature values are underpredicted. Some phenomena can be indicated as the reasons of such results: the catalytic behaviour of the ceramic surface, the oxidation reactions at the surface and the imperfect thermal contact between the model components. Further numerical investigations have been conducted in order to understand the impact of a full-catalytic surface and of an absolutely imperfect contact between the components. In particular, the results in the full-catalytic case lie above the experimental measurements, pointing out a partially catalytic behaviour of the ceramics at such temperature levels, while an imperfect thermal contact is likely to be the reason of the temperature underprediction on the rear surface.

Literatur:

- [1] J.D. Anderson, Hypersonic and high temperature gas dynamics, AIAA Educational Series, Reston, Virginia, 2000.
- [2] R. Schäfer, Thermisch-mechanisches Verhalten heißer Strukturen in der Wechselwirkung mit einem umströmenden Fluid, University of Stuttgart, PhD Thesis, 2005.
- [3] A. Mack, Analyse von heißen Hyperschallströmungen um Steuerklappen mit Fluid-Struktur Wechselwirkung, Technical University of Brunswick, PhD Thesis, 2005.
- [4] B. Esser, A. Gülhan, R. Schäfer, Experimental Investigation of Thermal Fluid-Structure Interaction in High-Enthalpy Flow, in: *Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, Cologne, Germany, November 2004.

weiteres Vorgehen: Future developments should concern: the extensive study of the aerothermodynamic effects occurring at the surface, accounting for the partially catalytic behaviour of C/C-SiC and for possible oxidation processes; three-dimensional computations, capable to capture three-dimensional effects at the model edges; the accurate reproduction of the transfer of the thermal quantities at the connection surfaces between the model components; the unsteady simulation of the structural response (whereas the flow solution can reasonably be maintained as quasi-steady). Since the investigated configurations have been tested at only one facility flow condition, other comparisons should be planned for different flow states, with the final aim of validating the numerical environment with real flight experiments.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Martin Grabe, Georg Dettleff, Rolf-D. Boettcher, Klaus Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2476

Telefax:

e-mail: martin.grabe@dlr.de

Thema: Characterization of a Free-Molecular Pressure Probe employing Gas-Kinetic Simulation

Ausgangssituation:

The experimental investigation of small satellite thruster plumes is an important area of research. The unique DLR High-Vacuum Plume Test Facility (STG) in the Spacecraft Section of the DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology allows for investigation of plume expansion in a space-like environment. Plume structure and complex configurations are typically investigated employing inert gases in order to increase available measurement time. A free-molecular pressure probe is employed to measure particle flux in the highly rarefied regions of the plume. So far evaluation of the raw probe data requires an involved theory that is strictly applicable only in the high Knudsen-number regime [1].

Ziel:

The few existing theoretical approaches that allow to deduce particle flux data from the probe signal are to be examined for their prediction accuracy and limit of applicability. As nozzle plumes exhibit a strong density gradient with flow regimes from continuum to highly rarefied, it is interesting to know how the probe signal must be interpreted in the transition regime from free-molecular to continuum flows.

Lösungsweg:

We exemplarily investigate the “DLR Type B” probe employed in recent STG-experiments, which features a slotted orifice [2] and thus allows to reduce the computation to two dimensions. The numerical method applicable to the wide range of densities is Direct Simulation Monte Carlo. We employ the well tested implementation “LasVegas” [3]. For simplicity, a parallel flow of monatomic gas (Argon) has been chosen in which the probe’s measurement plane is investigated. For deducing particle flux from probe pressure readings, it is essential to know the probability ratio of particles entering to particles leaving the probe cavity. This ratio may be expressed with the ratio of densities inside the probe to free stream and is thus easily accessible to numerical methods. Free-stream Knudsen- and Mach number as well as probe angle-of-attack are varied over a wide range to study the effect of these parameters.

STAB

Ergebnis:

For all cases investigated, flowfield data is available that allows to estimate the impact of the probe on the flowfield. In comparison to analytical estimates [2, 4] it was found that the numerically obtained solution agrees very well in the limit of $Kn \rightarrow \infty$ and $Ma \rightarrow \infty$ up to a limit angle-of-attack beyond which particles can only indirectly enter the probe's cavity. The analytical prediction fails in this case by almost 50% at an angle-of-attack of 90° .

The distribution function of the normal particle velocity at the probe's entry plane has been sampled and nicely shows how the probe signal must be interpreted as particle flux in the highly rarefied regime and as momentum flux in the continuum limit.

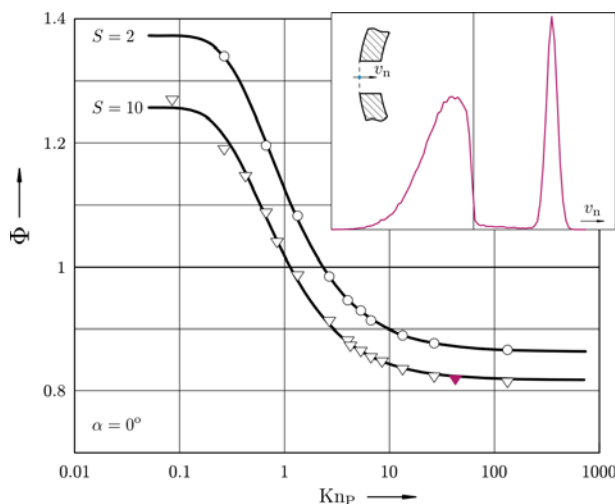


Figure 1 – Ratio of transmission probability vs. Knudsen number for zero angle-of-attack and molecular speed-ratios $S=2$ and $S=10$. The inset shows the distribution of particle velocities normal to the entry plane for $Kn=40$.

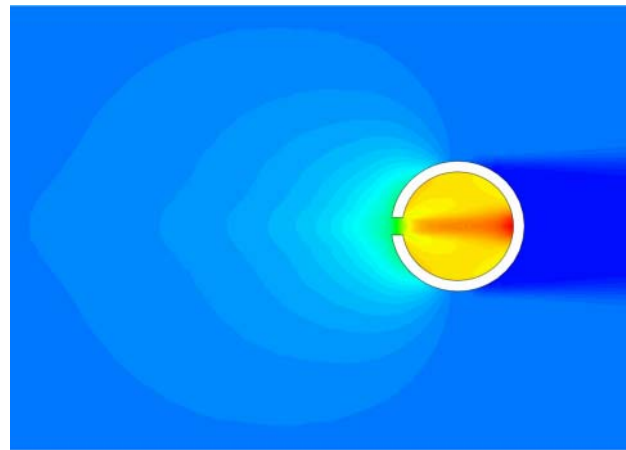


Figure 2 – Computed density field of the probe in free-molecular hypersonic flow ($Kn=40$, $Ma=10$)

Literatur:

- [1] Patterson, G.N.: Theory of free-molecule, orifice-type pressure probes in isentropic and nonisentropic flows, UTIA rep. 41, Institute of Aerophysics, University of Toronto, 1959.
- [2] Koppenwallner, G.: The free molecular pressure probe with finite length slot orifice, Proc. 14th Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics, University of Tokyo, Japan, 1984
- [3] Laux, M.: Direkte Simulation verdünnter, reagierender Strömungen. PhD thesis, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, 1996.
- [4] Plähn, K.: Experimentelle Untersuchung und Modellierung von Abgasstrahlen aus Kleintriebwerken in der Kryo-Vakuum-Anlage STG. PhD thesis, Universität Hannover, 1999.

weiteres Vorgehen:

The most interesting aspect of future research is to match actual probe signals to a (possibly empirical) law that is built from the extensive numerical data here obtained. While such a law would likely have to be calibrated for different probe geometries, fitting it to actual probe readings would allow to determine both Knudsen- and Mach-number and thus provide valuable information about the flowfield not attainable from measured data alone.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. C. C. Wolf

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 7, 52062 Aachen

Telefon: 0241 80 96818

Telefax: 0241 80 92233

e-mail :

wolf@ilr.rwth-aachen.de

weitere Partner:

Im Rahmen des SFB TR40/B: DLR Köln, DLR Braunschweig, TU Braunschweig, UniBw München

Thema:

Turbulenzuntersuchung im Nachlauf eines generischen Raketenkörpers bei hohen Reynoldszahlen

Ausgangssituation:

Im Nachlauf stumpfer Körper ergibt sich infolge des Wirbelablösens eine räumlich anisotrope Verteilung der Turbulenzgrößen, vor allem in Hinblick auf die Geschwindigkeitsschwankungen in bzw. quer zur Hauptströmungsrichtung. Bisherige Untersuchungen betreffen vorrangig zweidimensionale Strömungskörper bei niedrigen Reynoldszahlen [1],[2]. In [3] wird anhand der torodialen Verteilung von u_{rms} gezeigt, dass die grundsätzlichen Aussagen auch auf axialsymmetrische Körper übertragen werden können.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden experimentellen Untersuchung ist die umfassende Beschreibung der Heckströmung eines generischen Raketenmodells (s. Abb. 1) im Unterschallwindkanal, wobei sich hohe, auf den Durchmesser bezogene Reynoldszahlen von ca. $4,5 \cdot 10^5$ erzielen lassen. Besonderes Augenmerk liegt hierbei auf der zu erwartenden anisotropen räumlichen Verteilung der Turbulenz, welche neben dem grundsätzlichen Verständnis der zugrunde liegenden Strömungsphänomene, insbesondere des Wirbelablösens, auch für weitergehende numerische Untersuchungen von großer Relevanz ist.

Lösungsweg:

Mithilfe der Particle Image Velocimetry (PIV) wurden momentane Geschwindigkeitsfelder bestimmt und statistisch in Hinblick auf Mittelwerte und Schwankungsgrößen ausgewertet. Senkrecht zur Anströmung stehende Messebenen (s. Abb. 1, rote Flächen) wurden dabei mit Stereo-PIV erfasst, Ebenen in Strömungsrichtung (s. Abb. 1, grüne Flächen) hingegen mit planarem PIV. Die verschiedenen Messfelder wurden anschließend zu einer Gesamtdarstellung des Ablöse- bzw. Rezirkulationsgebietes kombiniert und dreidimensional dargestellt.

Die Untersuchung wurde an ausgewählten Messpunkten mithilfe der Constant Temperature Anemometry (CTA, hier: Split-Film) komplettiert, welche zeitlich hochaufgelöste, zweidimensionale Geschwindigkeitsmessungen ermöglichen. Hierdurch können die PIV-Daten bestätigt und durch entsprechende Leistungsspektren ergänzt werden.

Ergebnis:

Die Mittelwerte der PIV-Messfelder konnten bei guter Übereinstimmung an den Schnittgeraden zu einer dreidimensionalen Gesamtdarstellung zusammengesetzt werden, wie Abb. 2 anhand der Strömungskomponente u_{mean} für die Ebenen $z/D=0$ und $x/D=0,46$ zeigt. Weiterhin konnte die anisotrope Verteilung der Turbulenz, welche bereits von zweidimensionalen Strömungskörpern bekannt ist, auch beim axialsymmetrischen Fall beobachtet werden (Abb. 3). Während sich das Maximum von u_{rms} ca. einen Durchmesser stromab des Hecks auf einem Radius von $0,33 \cdot D$ torusförmig verteilt, ist das Maximum von v_{rms} bzw. w_{rms} bei $x/D=1,3$ auf der Symmetrieachse des Zylinders zentriert. Weiterhin konnte diese Struktur auch durch die bereits beschriebenen Split-Film-Messungen bestätigt werden.

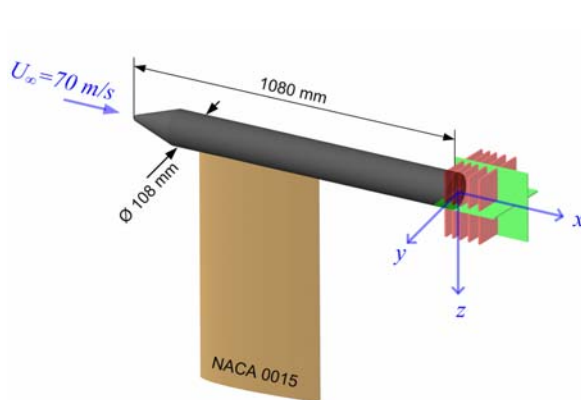


Abb.1: Modellgeometrie

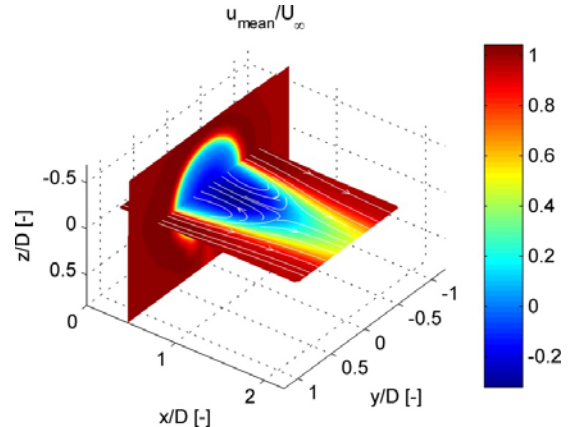


Abb.2: u_{mean} für $z/D=0$ und $x/D = 0,46$

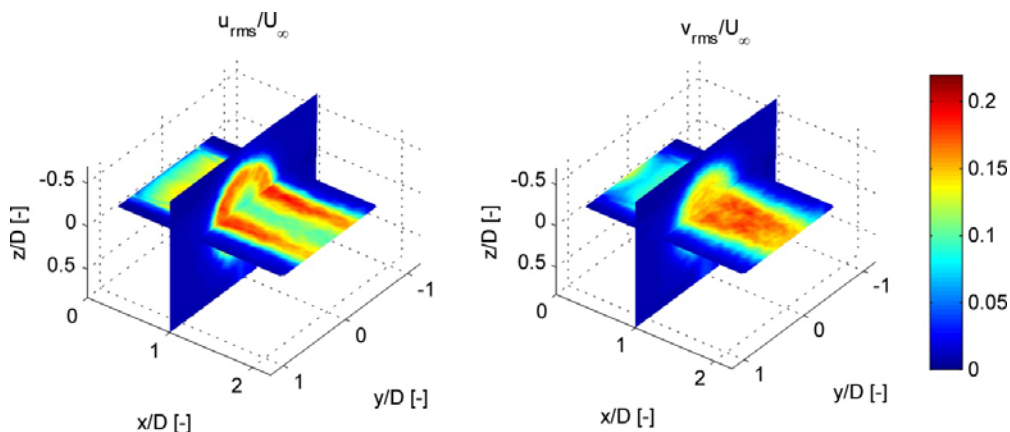


Abb.3: u_{rms} und v_{rms} für $z/D=0$ und $x/D=1$

Literatur:

- [1] Braza, M., Perrin, R., Hoarau, Y.: Turbulence properties in the cylinder wake at high Reynolds numbers. *Journal of Fluids and Structures* **22**, 757-771, 2006
- [2] Hu, J. C., Zhou, Y.: Aerodynamic Characteristics of Asymmetric Bluff Bodies. *Journal of Fluids Engineering* **131**, 011206.1-011206.9, 2009
- [2] Higushi, H., Sawada, H., Kato, H.: Separated Flow Field over Blunt Circular Cylinder Suspended Magnetically in Free-Stream Direction. *36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, San Francisco, AIAA 2006-3552, 2006

weiteres Vorgehen:

Zur weiteren Untersuchung der turbulenten Strukturen im Nachlauf, im Besonderen in den Scherschichten zwischen Außenströmung und Rezirkulationsgebiet, ist der Einsatz des innovativen tomographischen PIV (Geschwindigkeitsmessung im Volumen) geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Stefan Becker, Stefan Kniesburges, Till Heinemann, Matthias Springer, Hermann Lienhart, Christian Breitsamter

Institution: Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstraße 4, 91058 Erlangen

Telefon: 09131-85-29464

Telefax: 09131 85-29449

Email: sb@ipat.uni-erlangen.de

weitere Partner: TU-München, VW AG

Thema: Aktive Strömungskontrolle an einem 1:4 Fahrzeugmodell

Ausgangssituation: Die Strömungskontrolle ist ein schon seit längerer Zeit bekanntes Werkzeug, um Strömungen verschiedenster Art vorteilhaft zu beeinflussen. Bei Kraftfahrzeugen, Flugzeugen und Schiffen steigen die Anforderungen an die Energieeffizienz beträchtlich. Daneben spielt vor allem bei Personenkraftwagen zusätzlich Fahrleistung, Komfort, Sicherheit und Design eine wichtige Rolle. Oftmals kommt es zu Konflikten zwischen den Anforderungen. So kann durch ein vorgegebenes Design sowohl die Sicherheit als auch die Energieeffizienz in negativer Weise beeinträchtigt werden. Um derartige Konflikte zu lösen, bietet sich die aktive Strömungskontrolle als geeignetes Werkzeug (siehe u.a. [1], [2] und [3]).

Ziel: Eine ausgeprägte runde Formung des Hecks eines PKW-Fahrzeuges kann zu hohen Auftriebsbeiwerten im Heckbereich führen, wodurch das Fahrhalten bei hohen Geschwindigkeiten sehr stark beeinflusst wird. Inhalt der Arbeit sind Untersuchungen des Einflusses einer aktiven Strömungskontrolle in Form von Schlitzausblasungen an verschiedenen Positionen im Heckbereich. Ziel ist es, die Heckauftriebskräfte bei gleichen bzw. kleineren Widerstandsbeiwert des Gesamtfahrzeuges zu reduzieren.

Lösungsweg: Die Untersuchungen erfolgten an einem 1:4 Fahrzeugmodell eines Serienfahrzeuges. Das Heck hatte eine runde Geometrie. Als Referenzgeometrie galt die Konfiguration ohne Strömungsbeeinflussung. Variiert wurden in den Untersuchungen mit aktiver Strömungskontrolle der Massestrom der Ausblasung, die Lage der Ausblaseschlitze und die Ausblasrichtung. Dabei orientieren sich die Positionen der Ausblaseschlitze an technisch realisierbaren Orten am Fahrzeug (neben der aktiven Strömungsbeeinflussung wurden als Referenzfälle auch passive Beeinflussungsmöglichkeiten wie Spoiler und Strakes untersucht).

Die Messungen erfolgten am Windkanal der Universität Erlangen und am Windkanal der Technischen Universität München. Ziel war es, damit eine hohe Zuverlässigkeit und Reproduzierbarkeit der Messergebnisse erreichen zu können. Die Anströmgeschwindigkeit betrug 30 m/s, was einer Reynoldszahl bezogen auf die Modelllänge von $Re = 2 \cdot 10^6$ entspricht.

Neben den 6-Komponenten Waagenmessungen zur Bestimmung der Kraft- und Momentenbeiwerte erfolgten Strömungsvisualisierungen, LDA – Geschwindigkeitsmessungen und Druckmessungen im Heckbereich des Fahrzeuges. Basierend auf diesen Messdaten werden physikalische Zusammenhänge für das Design einer optimierten Strömungskontrolle abgeleitet.

Ergebnis: Für den Referenzfall ohne Strömungsbeeinflussung geht aus den Strömungsvisualisierungen (siehe Abb. 1) und den LDA-Geschwindigkeitsmessungen (siehe Abb. 2) hervor, dass sich im Bereich der äußeren Heckscheibenränder Tütenwirbel bilden. Dadurch liegt die Strömung im Heckbereich weitgehend an. Es kommt nur zur Bildung eines kleinen eingelagerten Rezirkulationsgebietes. Die Kraftmessungen ergeben einen relativ hohen Heckauftriebsbeiwert mit hohen Schwankungsanteilen.

Die aktive Strömungsbeeinflussung erfolgt durch Ausblasen aus einem Schlitz, welcher sich im ersten Fall auf dem Dach kurz vor Beginn der Heckscheibe und im zweiten Fall unterhalb der Heckscheibe befindet. Der Massestrom wird dabei durch verschiedene Fahrzeuginnendrucke variiert. Die Untersuchungen ergeben im Fall 1, dass sich die Strömung ab dem Schlitz ablöst. Die Seitenkantenwirbel bleiben erhalten. Die Vergrößerung des Rezirkulationsgebietes ist moderat. Anhand der Waagenmessung wird deutlich, dass die gewünschte Reduzierung der Heckauftriebskraft vernachlässigbar klein ist.

Die Widerstandskraft steigt jedoch mit zunehmendem Ausblasmassestrom. Die Schwankungen der aerodynamischen Kräfte können durch die Ausblaskonfiguration im Fall 1 hierfür reduziert werden.

Im Fall 2 bei einer wandparallelen Ausblasung unterhalb der Heckscheibe (Abb. 3) vergrößert sich das Rezirkulationsgebiet an der Heckscheibe deutlich. Es verringert sich der Auftriebsbeiwert um ca. 8% bei einer gleichzeitig moderaten Verminderung des Widerstandsbeiwertes.



Abbildung 1:
Strömungsvisualisierung mittels
Öl-Ruß Anstrichverfahren

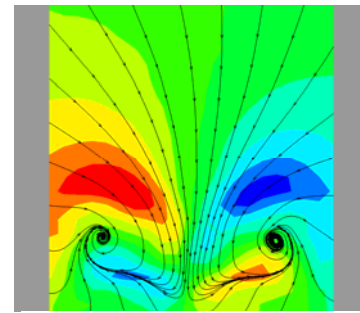


Abbildung 2:
Geschwindigkeitsverteilung in
einer Ebene hinter dem
Fahrzeugmodell

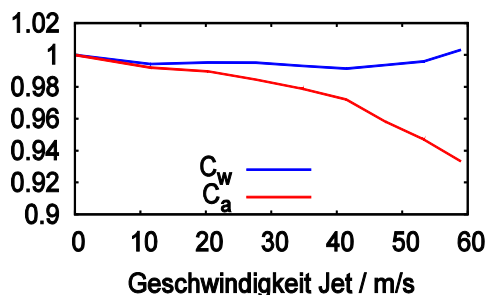


Abbildung 3: Prozentuale Änderung des Auftriebs- und
Widerstandsbeiwert bei Ausblasung am unteren Rand der
Heckscheibe bei verschiedenen Masseströmen

Literatur:

- [1] Brunn A., Wassen E., Nitsche W., Thiele F., Active Drag Control for a Generic Car Model, in Active Flow Control, Springer Verlag, pp. 247-259, 2007
- [2] Gad el Hak M.: Flow control, Cambridge Univ. Press, 2000
- [3] Leclerc, C.: Reduction de la trainee d'un vehicule automobile simplifie a l'aide du controle actif par jet synthetique, Diss., Institut de Mécanique des Fluides de Toulouse, 2008

Weiteres Vorgehen: Die experimentellen Untersuchungen dienen zusätzlich als Referenz und Validierung für numerische Simulationen. Anhand zusätzlicher Berechnungen wird eine weitere Optimierung der Ausblasung vorgenommen. Neben der Lage der Ausblasung werden in die Untersuchungen auch pulsierende Jets betrachtet.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Bae-Hong Chen

Institution: Chair for Computational Analysis of Technical Systems, RWTH Aachen

Adresse: Schinkelstr. 2, 52062 Aachen

Telefon: 0241-80-99913

Telefax: 0241-80-99910

e-mail : chen@cats.rwth-aachen.de

weitere Partner: Airbus Deutschland GmbH

Thema:

Numerische Voruntersuchungen mit einer oszillierenden Winglet-Klappe zur Beeinflussung der aerodynamischen Lasten an einer Flügel-Winglet-Konfiguration

Ausgangssituation:

In Zeiten hoher Kraftstoffpreise und steigenden Umweltbewusstseins suchen Flugzeughersteller und Fluggesellschaften nach Mitteln, um den Treibstoffverbrauch und die Emission von Schadstoffen zu reduzieren und gleichzeitig die Flugsicherheit zu steigern. Eine etablierte Maßnahme zur Reduktion des induzierten Widerstandes, der im Reiseflug bis zu 30-40% des Gesamtwiderstandes verursacht, ist der Einsatz von Winglets und anderen nicht-planaren Flügelrandbögen am Flügelende [1, 2]. Gleichzeitig soll die Neugestaltung der Tragflügelspitzen weder das Strukturgewicht noch das in der Flügelwurzel auftretende Biegemoment negativ beeinflussen. Problematisch ist vor allem Letzteres, da die Abschätzung der dynamischen Strukturlasten, z.B. aufgrund von Böen oder Manövern, sehr schwierig ist. Eine Senkung dieser Lasten durch aktive Unterdrückung der durch Störungen angeregten Schwingungen ist eine Lösung des Problems und eines der Untersuchungsziele im Transferprojekt ASDMAD (Aero-Structural Dynamics Methods for Airplane Design) der RWTH Aachen in Kooperation mit dem Industriepartner Airbus Deutschland GmbH. Das Kernstück in diesem Projekt bilden die anstehenden Windkanalversuche im kryogenen Windkanal ETW. Für die Experimente wird das im Teilprojekt Z2 „Aero-Strukturdynamik bei großen Reynoldszahlen (HIRENASD)“ des SFB 401 [3, 4] verwendete Flügelmodell gekürzt und mit einem Winglet versehen, das zusätzlich über eine bewegliche Klappe verfügt. Das ebenfalls im Rahmen des SFB 401 entwickelte aero-elastischen Verfahren SOFIA (Solid-Fluid-Interaction), das bereits erfolgreich im Projekt HIRENASD validiert wurde [5], diente in der Anfangsphase des Transferprojekts für den Entwurf des Winglets und der Winglet-Klappe und lieferte erste Erkenntnisse über die Auswirkung einer fest positionierten Klappe auf das Strömungsfeld des Flügels [6].

Ziel:

Erkenntnisse der Auswirkung eines Winglets auf die dynamischen Flügellasten unter realistischen Strömungskonditionen im Reiseflug und wie diese gegebenenfalls mit einem oszillierenden Winglet-Klappe beeinflusst werden können.

Lösungsweg:

Mit dem CAE-Paket SOFIA soll der Einfluss einer oszillierenden Winglet-Klappe auf das statische und dynamische Verhalten der Flügel-Winglet-Konfiguration untersucht werden. SOFIA basiert auf dem Prinzip der partitionierten Lösung der gekoppelten Gleichungen des Mehrfeldproblems, bestehend aus Strömung, Struktur und Strömungsnetz. Das Kopplungsmodul ACM (Aeroelastic Coupling Module) regelt die zeitliche Abfolge der einzelnen Komponenten und sorgt für einen konservativen und konsistenten Last- und Verformungstransfer.

STAB

Ergebnis:

Im ersten Teil der hier präsentierten numerischen Untersuchungen wurde der Einfluss einer oszillierenden Winglet-Klappe auf das Ausschwingverhalten einer Flügel-Winglet-Konfigurationen bei transsonischer Strömung im Vergleich zu einer fest positionierten Winglet-Klappe untersucht. Die oszillierende Klappe wurde mit einer Amplitude von $\delta=5^\circ$ und unterschiedlichen Frequenzen ausgeschlagen. Untersucht wurde das Antwortverhalten des Flügels anhand der Verformungen an der Flügelspitze, sowie Änderungen bei Frequenz- und Dämpfungswerten der ersten und zweiten schlagbiegungsdominierten und ersten torsionsdominierten Eigenform. Zum Vergleich dienten die Ergebnisse aus Simulationen mit fixiertem und dynamischen Ausschlägen der Klappe mit unterschiedlichen Winkelamplituden. Die Ergebnisse der ersten Untersuchung zeigten einen deutlichen Unterschied zwischen einer fest positionierten und einer dynamisch angesteuerten Winglet-Klappe. Während sich das dynamische Antwortverhalten bei einem festen Klappenwinkel kaum änderte, konnten im Vergleich dazu Eigenform und Dämpfung bei einer zwangserregten Klappe je nach Oszillationsfrequenz stark beeinflusst werden. Vorallem zeigte sich der Einfluss entsprechend bei einer Klappenfrequenz in der Nähe der 1. Eigenform von $f_k=30\text{Hz}$. Hier konnte die Dämpfung bei gleicher Phasenlage zwischen Ausschwingverlauf und Klappenoszillation beim Start der dynamischen aeroelastischen Simulation deutlich angehoben werden. Eine genauere Betrachtung der instationären Druckverteilungen zeigte die negative am Flügel verrichtete Arbeit aufgrund der erzeugten Luftkräfte, die zur zusätzlichen Dämpfung der Flügelschwingung beiträgt. Die Variation der Anströmbedingungen zeigte zum einen den zunehmenden Einfluss der Klappenoszillation auf das Ausschwingverhalten mit ansteigendem Belastungsmaß und zum anderen einen geringen Einfluss bei Machzahl- und Anstellwinkeländerungen. Im zweiten Teil der dynamischen Untersuchungen wurden die im Rahmen der Windkanalexperimente geplanten Versuche mit simultaner Schwingungsanregung des Flügels an der Flügelwurzel und der Winglet-Klappe unter Variation der Anregungsfrequenzen und –amplituden untersucht. Die Effizienz der Winglet-Klappe wurde bei beiden Untersuchungen für Anstellwinkel im Bereich $\alpha=-2^\circ$ bis 5° und unterschiedlichen Strömungskonditionen untersucht. Die Ergebnisse im zweiten Teil der Untersuchung zeigten deutlich höhere Verformungsamplituden an der Flügelspitze bei Klappenanregung gegenüber einer Wurzelanregung.

Literatur:

- [1] Committee on Assessment of Aircraft Wing, Assessment of Wingtip Modifications to Increase the Fuel Efficiency of Air Force Aircraft, Natl Academy Pr, Washington, 2007
- [2] de Mattos, B.S.; Macedo, A.P.; da Silva Filho, D.H., Considerations about Winglet Design, AIAA-2003-3502, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, 2003
- [3] Korsch, H.; Dafnis, A.; Reimerdes, H.-G.: Dynamic qualification of the HIRENASD elastic wing model, Aerosp. Sc. and Tech., Vol. 13, Issue 2-3, 2009, pp. 130-138
- [4] Ballmann, J.; Boucke, A.; Reimer, L.; Dickopp, C.: Results of Dynamic Experiments in the HIRENASD Project and Analysis of Observed Unsteady Processes, Int. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2009, IFASD-2009-103, Seattle, USA, 2009
- [5] Reimer, L.; Boucke, A.; Ballmann, J.; Behr, M.: Computational Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics (HIRENASD) Experiments, Int. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2009, IFASD-2009-130, Seattle, USA, 2009
- [6] Chen, B.-H.; Brakhage, K.-H.; Behr, M.; Ballmann, J.; Numerical Simulations for Preparing New Aero-Structural Dynamic Experiments in ETW with a Modified HIRENASD Wing Model, Proceedings des Int. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2009, IFASD-2009-131, Seattle, USA, 2009

weiteres Vorgehen:

Der Einfluss des Phasenwinkels zwischen Wurzelanregung und Klappenoszillation soll im Detail untersucht werden. Des Weiteren sollen die numerischen Ergebnisse gegen die Daten aus den bevorstehenden Windkanalversuchen validiert werden.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow control

Ansprechpartner: Dr. Polina Chernukha

Institution: DLR, Institute for Aerodynamics and Flow Technology, Goettingen¹

Bauman Moscow State Technical University, Moscow²

Adresse: Bunsenstraße 10, D-37073 Goettingen, Germany **Telefon:**+49 551 709 2277

e-mail : polina.chernukha@dlr.de

weitere Partner: Prof. Dr.-Ing habil. Raffel M.¹, Prof. Dr. Kalugin V.T.²

Thema: Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing devices

Ausgangssituation:

Being the topic under the study for many scientists over last decades, passive techniques for bodies stabilization nowadays are widely used for a number of practical applications. Unfortunately in some cases, i.e. when separated zones are formed on a body under study, these means cannot be used effectively enough and, thus, strict limits on velocities as well as geometrical parameters should be applied.

Ziel:

In order to increase efficiency of stabilizing devices and widen the velocities and geometrical parameters range *perforation* as an effective approach was proposed and studied numerically and experimentally on three different system of stabilization, i.e perforated cones [1], perforated plates/disks and flares, which are usually applied on axisymmetric bodies for their stabilization at subsonic speeds. In order to find optimal configuration, the study was carried out at different flow velocities for porosities $\overline{S}_j = 0 \dots 30\%$.

Lösungsweg:

There were two types of experimental investigations carried out at DLR, Goettingen and BMSTU, Moscow. Low- speed wind tunnels with opened test sections and the same turbulent intensity $Tu=0.15\%$ were used to gain the free stream flow velocity $u_\infty=15 \dots 30\text{m/s}$. The first facility was aimed to get the flow structure with Particle Image Velocimetry (PIV) [2] and force measurements of perforated plates with $\overline{S}_j = 7\%$ which simulated flaps on a sling load when there are no well-developed separated zones (see below). The latter facility provided force measurements on blunted axisymmetrical bodies with perforated cones, disks and flares. For numerical simulation hexa mesh with total cell numbers $N=2\text{mln}$ was created around the bodies with perforated devices and computed with k-e turbulence model in the commercial software FloWorks.

Ergebnis:

The results of flow visualization via PIV measurements for the flat plate and via numerical computations for the axisymmetrical body with semi-spherical nose are presented in Bild 1 and Bild 2. It is clearly seen that perforation lead to significant changes in flow structure which depends on diameter $\overline{d}_j$ for the same porosity $\overline{S}_j$ and results in changing in aerodynamic characteristics of stabilizing devices and bodies itself. In Bild 2 flow structures for different porosities are given. At $\overline{S}_j = 10\%$ there are practically no changes comparing to the case with no perforation, i.e. two separated zones in front of the disk and after it are formed (Bild 2,a).

STAB

At $\overline{S}_j = 28\%$ (Bild 2,b) there is no separation in front of the disk and after it only slight flow instability close to the centerline can be detected.

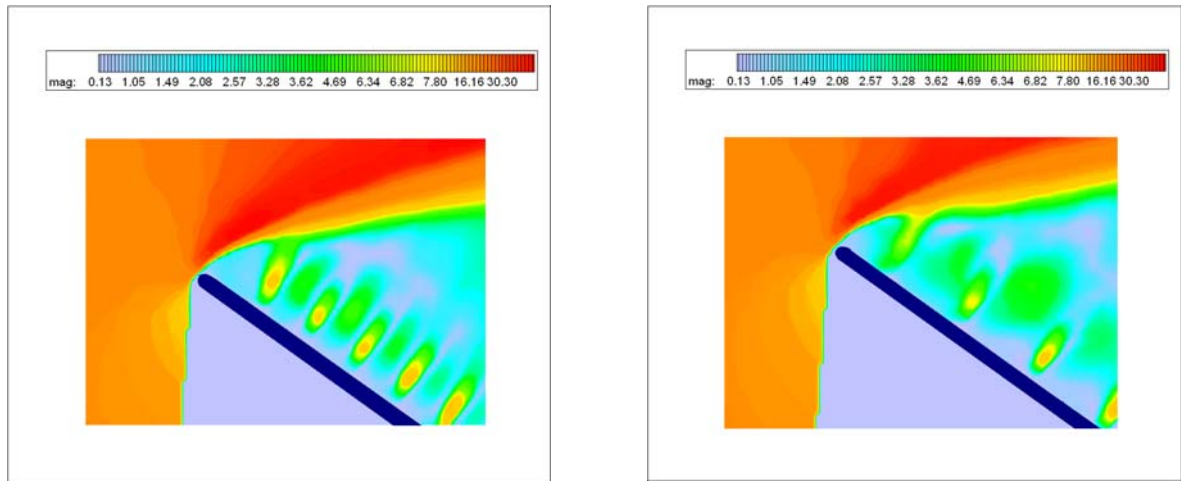


Bild 1 Flow structure on the upper side of the plate taken with PIV measurements

a) – $\overline{d}_j = 0.027$; b)- $\overline{d}_j = 0.04$ $u_\infty = 20\text{m/s}$, $\alpha = 36^\circ$

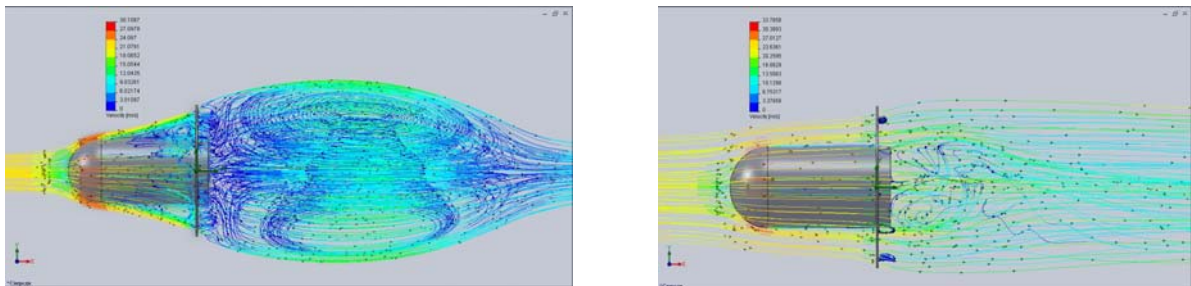


Bild 2 Computed flow structure around blunt axisymmetrical body with perforated stabilizing disk

a) – $\overline{S}_j = 10\%$; b)- $\overline{S}_j = 28\%$ $u_\infty = 25\text{m/s}$

For bodies with high aspect ratio (λ more than 4) and no roundness the stabilizing disks with $\overline{S}_j = 0\%$ cause significant increasing in separated zone sizes up to 2/3 of a whole length, while for the same body at $\overline{S}_j = 28\%$ only small local separated zone close to the nose part is formed.

Literatur:

1. Chernukha PA, Kalugin VT, Kindiakov EB (2010) Flow features around perforated surfaces for slung loads stabilization. J MSTU of CA 151:23-28.
2. M. Raffel, C. Willert, S. Wereley and J. Kompenhans. Particle Image Velocimetry. A practical guide. Springer, 2007.

weiteres Vorgehen:

In order to get better insight into separation zone interaction with perforated stabilizing devices, high-speed PIV measurements on the sling loads with perforated flaps will be carried out. In addition, numerical simulation in open source software OpenFOAM with different turbulence models will be performed.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Vlad Ciobaca

Institution: DLR, Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295-2962

Telefax: 0531 295-2320

e-mail: vlad.ciobaca@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Parameter study for a slatless 2D high-lift airfoil with active separation control using a URANS approach

Ausgangssituation:

High efficiency, reduced complexity, low weight and low noise become more important for aeronautical industries. The cases of steep landing approach and high take-off weights are of significant relevance for any novel high lift design. These requirements might be sustained by a slatless wing configuration due to the upcoming technologies. To be applicable, the lift loss by omitting the slat must be recovered. The solutions discussed nowadays are more complex trailing edge devices and active flow separation control.

On one hand, detailed experimental data are needed for understanding the active separation control mechanism. On the other hand, numerical predictions are required for sustaining the further development of these flow control technologies towards aircraft level.

In the past many experimental investigations were carried out at Technical University Berlin (TUB) for active flap separation control through periodic excitation. Addressed to various high-lift configurations from very generic [1] up to complex 3D Wing Body setups [2] the experiments indicated promising and reliable results.

This AFC technique is here the subject of numerical investigations and is strongly connected with the activities conducted at DLR within the EU-project AVERT, Aerodynamic Validation of Emission Reduction Technologies [3].

Ziel:

In this paper, the global aim is to evaluate the ability of pulsed blowing excitation for the suppression of flap separation thus enhancing the lift and reducing the profile drag. For enabling the extrapolation towards flight Reynolds numbers the computations are addressed at both low speed atmospheric windtunnel conditions ($Re \sim 2 \text{ Mil.}$) as well as for higher Reynolds ($Re \sim 7 \text{ Mil.}$). This study explores the resulting effects of the AFC application on the global aerodynamic coefficients and, beyond this, by the analysis of the resulting loads variation by specific actuation parameters (such as actuation frequency changes).

Lösungsweg:

URANS simulations have been carried out for the 2-element DLR-F15 high-lift airfoil with the flap deployed at $\eta = 49^\circ$. The slot-actuator was located at 20% flap chord (c_F) on the suction side, in advanced of the separation location ($\sim 30\%c_F$) and inclined downstream with 45° . All the test cases have been analyzed by 2D computations for the low speed conditions, $M=0.15$, with $Re=2.1 \times 10^6$ and $Re=7 \times 10^6$. For studying the impact of the dynamic parameters on the aerodynamic coefficients the blowing momentum coefficient C_{μ} was varied in the feasible range of 0.1 to 0.5%. The aerodynamic response to the frequency variation was also investigated for a practicable range, between $F^+=0.16$ and $F^+=0.64$, while the actuation duty cycle was kept constant $DC=50\%$.

Ergebnis:

For the low Re number test case, the predictions depicted a successful reduction / suppression of the flow separation and corresponding lift enhancements. In figure 1 the computed lift curves at various blowing momentum coefficients, C_{μ} , reveal lift increments up to the order of 50 lift counts at constant α for $C_{\mu} < 0.5\%$. Not only that at very low C_{μ} none, or

Datum: 30.06.2010

STAB

just limited enhancement is computed, but the efficiency charts depict a saturation level at the higher C_{μ} (figure 2). While such trends have been discussed previously based on experimental findings, the predictions show an acceptable agreement with prior published windtunnel testing results (not shown here), an actuation frequency variation in the range of $F^+=0.16..0.64$ indicates only minor effects on the averaged aerodynamic coefficients, while for the given setup $F^+=0.48$ might be addressed as a local maximum. Besides the global coefficients the variation over time for wing and flap loads are not to be neglected. As depicted in figure 3 the effects point towards a minimum load variation over time for the highest computed frequency. For the structure fatigue this minimum might be the optimum, but corresponds to a reduction of the averaged lift when compared to best averaged lift increment.

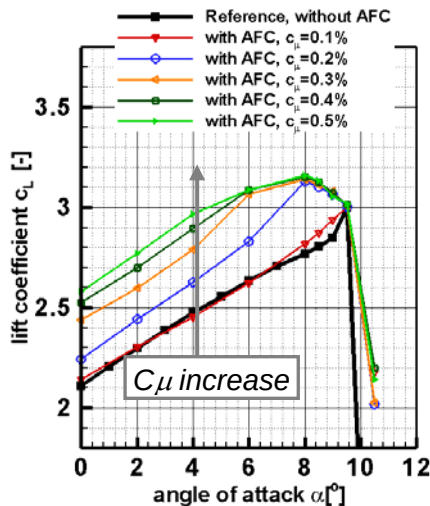
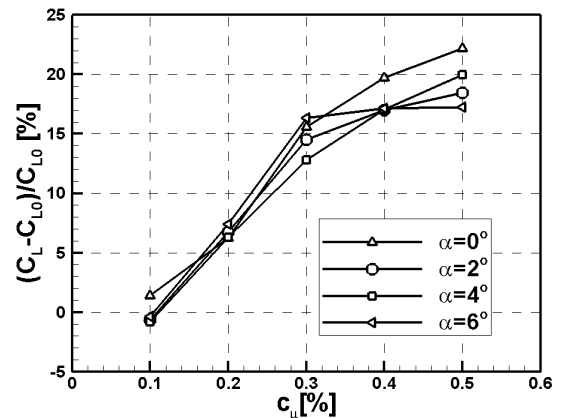


Fig.1: Lift curves at $Re=2.1 \times 10^6$ (AFC: $F^+=0.32$)



AFC: $F^+=0.32$
 C_{L0} : lift coefficient without AFC

Fig.2: AFC efficiency for various α

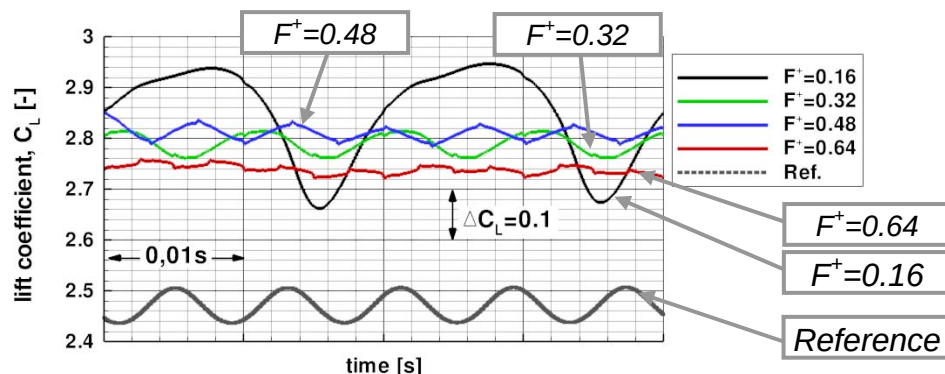


Fig.3: Global lift coefficient variation over time for various frequencies ($C_{\mu}=0.3\%$, $\alpha=4^\circ$)

Literatur:

- [1] Petz, R., Nitsche, W.: Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration, Journal of Aircraft 2007, 0021-8669 vol.44 no.3 (865-874)
- [2] Bauer, M., Peltzer, I., Nitsche, W., Goelling, B.: Active Flow Control on an Industry-Relevant Civil Aircraft Half Model, In Active Flow Control II, vol. 108 of Notes of Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2010 (95-107)
- [3] Ciobaca, V.: Simulation of Active Flow Control on the Flap of a 2D High-Lift Configuration, In "New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VII", vol. 112 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 2010

Weiteres Vorgehen:

In the final paper the results will be analyzed in more detail based on the computed pressure distributions and when available comparisons with experimental data will be addressed. The efficiency charts and pressure data for high Re number will be depicted and discussed in comparison with the low Re number results.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: A. Criscione, B. Frohnäpfel, C. Tropea

Institution: Center of Smart Interfaces, Technische Universität Darmstadt

Adresse: Center of Smart Interfaces, Petersenstraße 32, 64287 Darmstadt

Telefon: 06151-166205

e-mail: acriscione@sla.tu-darmstadt.de, frohnäpfel / tropea@csi.tu-darmstadt.de

Thema:

Erste Numerische Abschätzungen zur turbulenten Strömungskontrolle mit Plasmaaktuatoren

Ausgangssituation:

In einem durchströmten Kanal entsteht aufgrund des Impulsaustausches zwischen dem Fluid und der festen Wand Reibung, die zu sehr hohen Energieverlusten führt. Aus vorhergehenden Untersuchungen [1] ist bekannt, dass durch die Dämpfung der lateralen Geschwindigkeitsfluktuationen in Wandnähe die viskose Reibung signifikant verringert werden kann. Mit dem Plasmaaktor steht ein Werkzeug zur Verfügung, mit dem die Strömung im wandnahen Bereich durch das Aufbringen einer Volumenkraft beeinflusst werden kann. Da der durch den Aktuator in die Strömung eingebrachte Impuls begrenzt ist [2], ist die Kontrollautorität bei großen Strömungsgeschwindigkeiten noch nicht geklärt. Selbst bei großen Reynoldszahlen weisen die lateralen Geschwindigkeitsfluktuationen in Wandnähe niedrige Werte auf, so dass eine Kontrolle dieser Komponente eventuell leichter realisierbar ist.

Ziel:

Ziel dieser numerischen Untersuchung ist eine erste Aussage darüber zu erhalten, ob der Plasmaaktor für die Strömungskontrolle zur Reibungsminderung durch Dämpfung der lateralen Geschwindigkeitsfluktuationen eingesetzt werden könnte.

Lösungsweg:

In der Literatur existieren verschiedene Modelle, die die Wirkung des Plasmaaktors auf die Strömung abbilden [2,3,4]. Die Volumenkraftverteilungen, die aus diesen Modellen bekannt sind, werden in einen Code zur Direkten Numerischen Simulation der turbulenten Kanalströmung implementiert. Diese kontinuierlich auf der Oberfläche verteilten „Aktuatoren“ werden über ein stromauf gemessenes Sensorsignal gesteuert, das den lateralen Gradienten der Wandschubspannung erfasst [1]. Das Sensorsignal bestimmt Richtung und Betrag der lokal induzierten Volumenkraft während die Kraftverteilung in wandnormalen Richtung durch die aus den Modellen bekannten Kraftverteilungen beschrieben wird. In diesem Kontrollkreislauf werden die verschiedenen Kraftverteilungen nicht nur im Hinblick auf die resultierende Reibungsminderung, sondern auch im Hinblick auf die fluidmechanische Effizienz des Kontrollkreislaufes untersucht.

Um einen praktisch realisierbaren Kontrollkreislauf in der Simulation abbilden zu können, muss der vorliegende idealisierte Kontrollkreislauf modifiziert werden. Ein erster Schritt in dieser Richtung wird durch die Einführung von Aktuatoren mit finiter Größe erreicht, die nur lokal auf der Oberfläche angebracht sind und deren Volumenkraftverteilung nicht nur in wandnormalen Richtung sondern auch parallel zur Oberfläche der aus den Modellen bekannten Kraftverteilungen entspricht.

Ergebnis:

Die Kraftverteilung des Plasmaaktuators kann für die Dämpfung der lateralen Geschwindigkeitsfluktuationen genutzt werden. Dabei darf die Aktuatorkraft (erfasst durch den Verstärkungsfaktor $(\Phi^+)^{-1}$), einen bestimmten Grenzwert nicht überschreiten, da sonst im wandnahen Bereich zusätzliche Fluktuationen eingebracht werden. Der Maximalwert der Kraftverteilung des Aktuators sollte im Bereich von 5 bis 10 dimensionslosen Einheiten ($y^+ = 5-10$) liegen. Die verwendeten Regelkreisläufe weisen eine Reibungsminderung von 20% bei einer Effizienz von bis zu 100 auf (Abb.1.). Dadurch ist eine positive Gesamteffizienz des Regelkreises selbst bei den niedrigen Wirkungsgraden des Plasmaaktuators denkbar. Für nur lokal auf der Oberfläche befindliche Aktuatoren mit finiter Größe kann Reibungsminderung von 15% bei einer Effizienz von 100 erzielt werden, wenn die Länge des Aktuators im Bereich von 200 dimensionslosen Einheiten liegt.

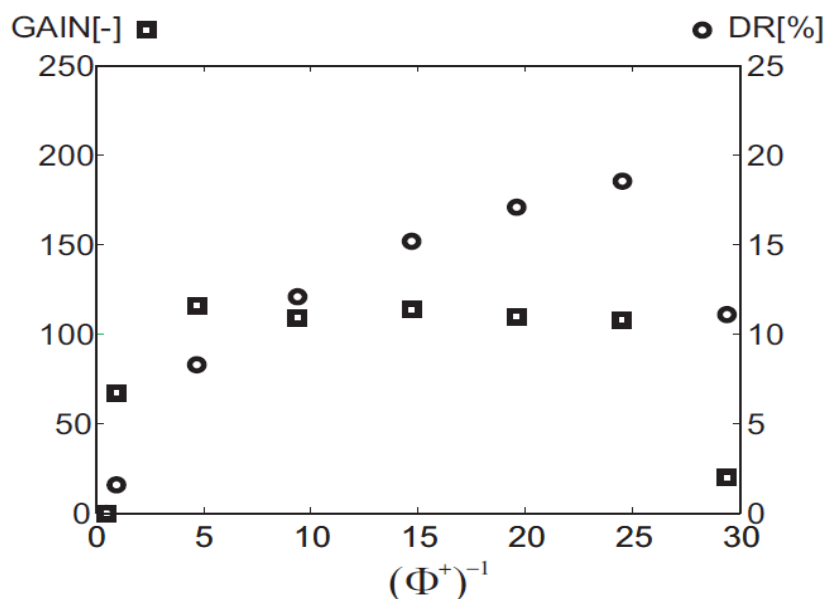


Abb. 1.: Effizienz (GAIN) und Reibungsminderung (DR) des Kontrollkreislaufes in Abhängigkeit vom Verstärkungsfaktor der Kraftverteilung des Aktuators $(\Phi^+)^{-1}$

Literatur:

- [1] B. FROHNAPFEL, Y. HASEGAWA, N. KASAGI, *Friction drag reduction through damping of the near-wall spanwise velocity fluctuations*, International Journal of Heat and Fluid Flow 31, 2010
- [2] B. WILKE, *Aerodynamische Strömungssteuerung mittels dielektrischen Barriere entladungs-Plasmaaktuatoren*, DLR FB 19, 2009
- [3] B. JAYARAMAN, Y.C. CHO, W. SHYY, *Modeling of dielectric barrier discharge plasma Actuator*, Journal of Applied Physics 103, 2008
- [4] Y. LANGMICH, T.CALLEGARI, L.C. PITCHFORD, J.P. BOEUF, *Model description of surface dielectric barrier discharges for flow control*, Journal of Applied Physics 41, 2008

Weiteres Vorgehen:

Die Direkte Numerische Simulation wurde bei niedrigen Reynoldszahlen durchgeführt. In einer weiteren Untersuchung soll die Reynoldszahlabhängigkeit des Kontrollregelkreislaufes ermittelt werden. Weiterhin wird die Ansprechzeit sowie die Empfindlichkeit des Regelkreislaufes gegenüber Messfehlern untersucht.

Der Kreislauf kann weiter vereinfacht werden, indem die lokal vorhandenen Aktuatoren nur bei Überschreiten eines Grenzwertes am Sensor aktiviert werden. Sofern bei den weiteren Untersuchungen positive Ergebnisse erzielt werden können, ist das langfristige Ziel die experimentelle Umsetzung des Kontrollkreislaufes.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: I. B. De Paula¹, W. Würz¹, E. Krämer¹, V. I. Borodulin², Y. S. Kachanov²

Institution: ¹Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

²Institute of Theoretical and Applied Mechanics, RAS-SB, Novosibirsk, Russia

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550, Stuttgart

Telefon: (0711) 685 63400

Telefax: (0711) 685 60211

e-mail: igorbra@gmail.com

Thema: **Introduction of initial seeds for subharmonic resonance by modulation of T-S waves in an airfoil boundary layer**

Introduction:

Drag reduction by delaying the transition from laminar to turbulent flow is still one of the few technologies that can significantly improve performance of today's highly optimized airplane configurations ([1]). For the design of airfoils with long extend of laminar flow, it is necessary to have an accurate prediction of the transition location in order to achieve the desired drag reduction without imposing a significant penalty to the airfoil performance. Methods to predict transition based on Linear Stability theory (LST) were developed in the early 50's and still are the most widely tool used in the design of natural laminar flow airfoils. However, for many practical applications these methods do not provide accurate predictions, specially when the extension of the region where the linear theory is valid decreases in comparison to the region where nonlinear effects plays a role. For two-dimensional boundary layers, the instabilities of Tollmien-Schlichting (TS) waves are often the dominant route for transition. At a called 'natural' disturbance conditions, nonlinear interactions of T-S waves can occur in a broad band of frequencies and spanwise wavenumbers. Therefore, the present investigation deals with the study of interactions involving bands of deterministic T-S waves at weakly nonlinear stages of the boundary layer transition. The use of localized disturbances in space and time (wave packet) is a common as a model for the investigation of 'natural' transition. Many aspects of the evolution of the TS waves were clarified by the study of wave packets [2, 3]. One of these aspects is the production of subharmonics in nonlinear stages of the wave packets evolution, detected experimentally in [2]. In the present investigation, the production of subharmonics and their evolution are studied in detail and the results are used as a basis for investigations involving bands of waves. At first, for the analysis of the mechanisms present in the evolution of the disturbances is chosen to introduce in the boundary layer only two fundamental waves with different frequencies. Thereby, the waves introduced have an amplitudes modulation in time as in wavepackets. However in regime with only few waves their amplitude can be well distinguished via standard Fourier analysis, which allows a detailed observation of their evolution. This approach has already given good results [4] and enabled us to show that the modulation of fundamental waves does not alter the growth of subharmonics due to resonant interactions. The current investigation is a continuation of [4] toward the understanding of mechanisms present at the weakly nonlinear stages of 'natural' transition in an airfoil boundary layer.

Results:

The experiments were conducted in the Laminar Wind Tunnel of the IAG. The turbulence level of the flow is below 0.02% in the range of 20-5000Hz for the velocity of the current measure-ments ($U_\infty=18$ m/s). The experiments were carried out on an airfoil [4] at controlled disturbance conditions. The TS waves were excited by a slit source, which was mounted flush with the sur-face. Below the slit, 116 equally spaced pneumatic tubes are located and connected to 116 loud-speakers, which are driven by power amplifiers and a 128 channel digital signal generator. This device enables the generation of disturbances with in a broad band of frequencies and spanwise wavenumbers. Phase-locked hot-wire measurements with respect to the disturbance generator are performed downstream of the slit.

The frequency of the excited 2-D fundamental waves are respectively 587 and 679Hz for F_2 and F_1 . Figure 1 shows the spectral evolution of the velocity fluctuations measured at the wall normal location of the maximum in the eigenfunctions of the T-S waves at the frequency given by $\Delta F = F_1 - F_2 = 92\text{Hz}$. It can be seen that, despite only the fundamental modes are initially introduced, fluctuations at the modulation frequency becomes evident as the waves develop downstream of the source.

Measurements along the spanwise direction performed at the same fixed nondimensional wall normal location as in the analysis of figure 1 are carried out and the spectra of spanwise wavenumbers of the disturbances at ΔF frequency can be seen in figure 2. In this figure, the curves for each streamwise station are shifted by a factor of 5. The spectra show clearly that, initially, the amplitude of the ΔF modes consists mainly of

2D waves ($\beta = 0\text{mm}^{-1}$). Further downstream, a band of 3D modes is amplified. In addition, the results show that the amplification of 3D ΔF modes is completely independent of the presence of other subharmonics in the flow, which are named in the figure as SH.

A behavior similar as seen in the case with two fundamental waves is observed when a band of 2-D waves with frequencies between F_1 and F_2 is excited. This is shown in the spectral distribution of figure 3. At the station close to the source ($\Delta X=20\text{mm}$) only the disturbances introduced are clearly visible. Further downstream, at $\Delta x=80\text{mm}$, some seeds of disturbances at ΔF frequency are already noticeable and at the last station, 3-D waves with low frequency became relevant. Moreover, some indication of detuned subharmonic resonance can be seen at the last station. The detuned resonance is suggested by the filling of the spectral distribution at frequencies right below the band of excited waves.

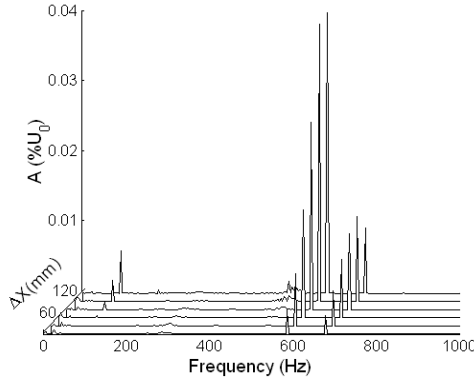


Fig. 1: Spectra of u' . Measurements at wall normal position of the peak in the eigenfunction of subharmonic waves.

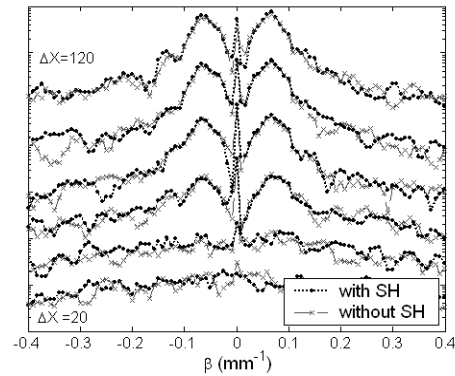


Fig. 2 Spanwise spectra of ΔF modes. Streamwise stations from bottom to top: ΔX 20, 40, 60, 80, 100, 120mm. SH: subharmonic

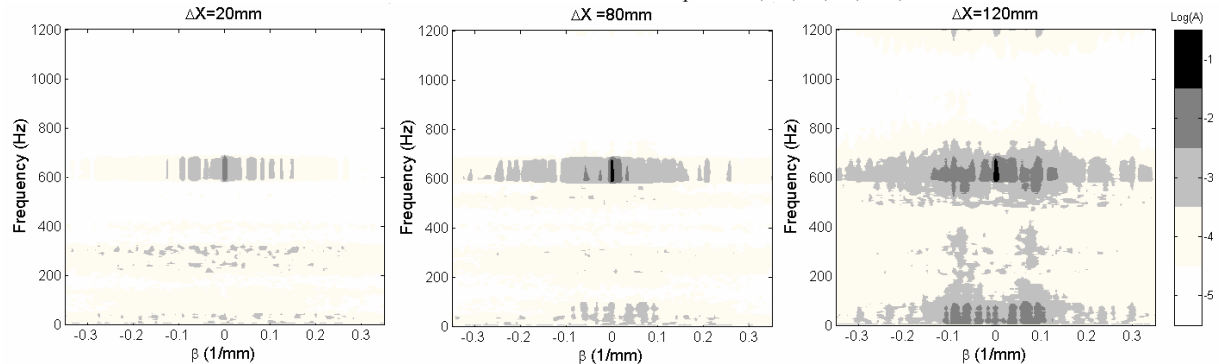


Figure 3: Spectral distribution of streamwise velocity fluctuations for the regime with an excited 2-D band of T-S waves.

Conclusions

The results show that the evolution of the ΔF modes is primarily dependent only on the nonlinear interactions between fundamental waves. In a first non-linear stage the seeds of 3-D low frequency waves are generated by an interaction of the fundamental waves. Further downstream the auto generated low frequency disturbances became 3-D. In the regime with bands of fundamental waves a similar behavior occurs. An indicative of detuned subharmonic resonance with the fundamental waves is seen. Apparently, this is the most probably route for the amplification of the disturbances toward the late stages of transition. The scenario observed here, is in agreement with the findings for wavepackets and wavetrains and is also considered to occur in the case of the 'natural' transition.

This work is performed under grant of the DFG (Wu 265/3-1) and the RFBR (No08-01-91951).

Outlook

Investigations will be performed with disturbances in a regime close to 'natural' conditions where the fluctuations have a broadband of frequencies and spanwise wavenumbers.

References:

- [1] J.D. Crouch. Modeling transition physics for laminar flow control. 38th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2008-3832. Seattle, USA, 2008.
- [2] M.A.F. Medeiros, M. Gaster. The production of subharmonic waves in nonlinear evolution of wavepackets in boundary layers. *J. Fluid Mech.* (399):301–318, 1999.
- [3] J.J. Healey. Wave envelope steepening in the Blasius boundary-layer. *Eur. J. Mech. B-Fluids.* (19):871–888, 2000.
- [4] I. B. De Paula, D. Sartorius, W. Würz, E. Kraemer, Y.S. Kachanov. Experimental Study Of Multi-Wave Resonant Interactions in a non-self-similar boundary layer on an airfoil. XIV International Conference on Methods boundary layer on an airfoil surface. Proceedings / Ed. V.M. Fomin - Novosibirsk: ITAM SB RAS 2008.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fahrzeugaerodynamik/Flow Control

Ansprechpartner: Sándor Eichinger

Institution: Technische Universität Berlin
Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik

Adresse: Sek. MB 1
Müller-Breslau-Str. 11
10623 Berlin

Telefon: 030-31423464
Telefax: 030-31425405
e-mail: sandor.eichinger@cf.d.tu-berlin.de

weitere Partner: Frank Thiele, Erik Wassen

Thema: Simulation der aktiven Widerstandsreduktion an Fahrzeugen

Ausgangssituation:

Der aerodynamische Widerstand von Bodenfahrzeugen, wie z.B. Kraftfahrzeugen, setzt sich im Wesentlichen zusammen aus dem Reibungswiderstand und dem Druckwiderstand. Der Druckwiderstand, der durch die Strömungsablösung am Heck des Fahrzeugs verursacht wird, bildet den deutlich größten Anteil am aerodynamischen Gesamtwiderstand. Eine Reduktion des Druckwiderstands kann daher einen signifikanten Beitrag zur Verringerung des Treibstoffverbrauchs und damit auch zur Verringerung des Emissionsausstoßes leisten.

Ziel:

Mithilfe von aktiver Strömungsbeeinflussung soll das Ablösegebiet hinter einem generischen Fahrzeug so modifiziert werden, dass der Druck im Heckbereich ansteigt und der Widerstand reduziert wird. Der Vorteil der *aktiven* Beeinflussung besteht darin, dass sie keine unerwünschten parasitären Effekte aufweist in Situationen, in denen sie nicht benötigt wird. Zum anderen kann sie, z.B. mithilfe einer Regelung, an veränderliche Strömungsverhältnisse angepasst werden (z.B. bei Seitenwind oder Böen). Als vereinfachtes Modell dient der so genannte „Ahmed-Body“, der als erstes von Ahmed u.a. konzipiert und in Windkanal-experimenten vermessen wurde [1]. Das Modell besitzt ein abgerundetes Vorderteil, einen rechteckigen Mittelbau und ein Heck, dessen Winkel von Ahmed variiert wurde. In der vorliegenden Untersuchung wurde ein Heckwinkel von 90° verwendet (siehe Abb. 1).

Lösungsweg:

Die numerischen Simulationen werden mithilfe der Large-Eddy-Simulation durchgeführt, die in der Vergangenheit erfolgreich für Modelle mit anderen Heckwinkeln verwendet wurde [3]. Das Verfahren basiert auf einer Finite-Volumen-Approximation der Navier-Stokes-Gleichungen in primitiven Variablen. Für die räumliche Diskretisierung wird ein krummliniges, blockstrukturiertes Rechengitter mit lokaler Verfeinerung verwendet (siehe Abb. 1, links). Der Lösungsalgorithmus ist von zweiter Ordnung genau in Raum und Zeit. Die Beeinflussung der Strömung erfolgt durch stationäres Ausblasen durch einen kleinen Schlitz der Breite $b/L=0.0005$ entlang der Hinterkanten, wobei L die Länge des Modells ist. Das Ausblasen erfolgt unter einem Winkel von 45° relativ zur Heckfläche (siehe Abb. 1, rechts), wobei die Ausblasgeschwindigkeit v_{slit} variiert wird.

STAB

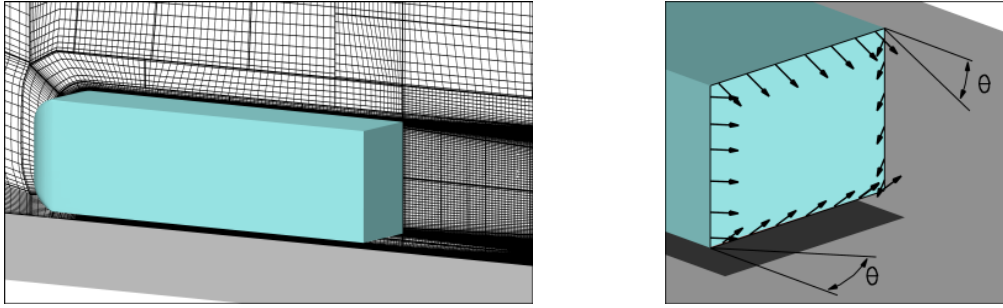


Abbildung 1: links: Ahmed-Body und numerisches Gitternetz in der Symmetrieebene; rechts: Ausblasen durch einen Schlitz an den Heckkanten.

Ergebnis:

Eine vorherige Variation des Ausblaswinkels θ ergab, dass bei $\theta=45^\circ$ die größte Widerstandsverringerung erzielt wird. In Abb. 2 (links) ist die Widerstandsänderung für unterschiedliche Ausblasgeschwindigkeiten v_{slit}/U_0 dargestellt (U_0 =Anströmgeschwindigkeit). Mit steigender Geschwindigkeit sinkt der Widerstand zunächst, bis bei $v_{\text{slit}}/U_0=2.0$ eine Reduktion von 18.7% erreicht wird. Ein weitere Erhöhung der Geschwindigkeit führt wiederum zu einem Anstieg des Widerstands. Die Widerstandsreduktion geht mit einem Druckanstieg auf der Heckfläche einher [2]. Da es sich hier um eine *aktive* Beeinflussungsmethode handelt, muss zur Beurteilung der Effizienz auch der Energieaufwand für die Beeinflussung betrachtet werden. In Abb. 2 (rechts) ist die Energiebilanz unter Berücksichtigung der Leistung des ausgeblasenen Strahls gezeigt. Die größte Effizienz erzielt die Methode bei einer Ausblasgeschwindigkeit von $v_{\text{slit}}/U_0=1.25$, und es wird ein Netto-Energiegewinn von 10.4% erreicht.

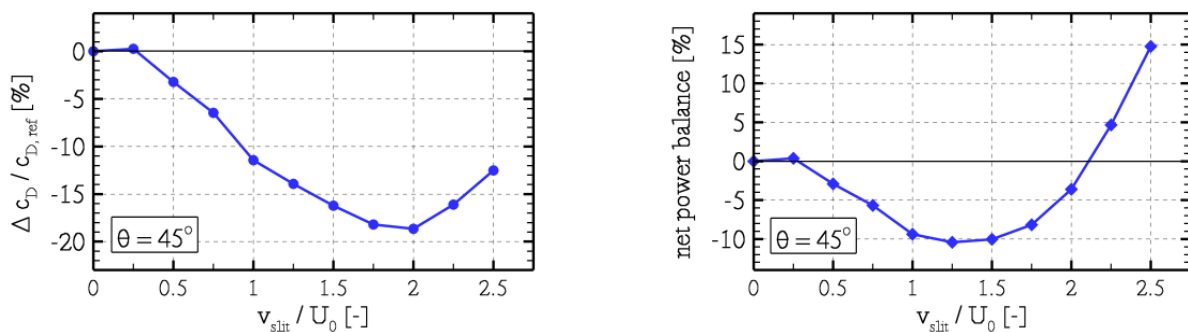


Abbildung 2: links: Widerstandsreduktion; rechts: Netto-Energiebilanz.

Literatur:

1. Ahmed, S.R., Ramm, G., Falin, G., 1984. Some salient features of the time--averaged ground vehicle wake. SAE Technical Paper Series, paper no. 840300.
2. Eichinger, S., Thiele, F. Wassen, E., 2010. Simulation of active drag reduction for a square-back vehicle. Active Flow Control II, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 108, Springer, pp. 241-255.
3. Wassen, E., Thiele, F., 2009. Road vehicle drag reduction by combined steady blowing and suction. Proc. 39th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA 2009-4174, San Antonio, TX, USA.

weiteres Vorgehen:

Die Beeinflussung soll mithilfe von Regelungsalgorithmen weiter optimiert werden. Darüber hinaus soll praxisnähere Strömungsverhältnisse (z.B. Seitenwind) berücksichtigt und die Beeinflussungsstrategie entsprechend angepasst werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Özgür Ertunc, Jens Krauss, Hermann Lienhart, Christina Ostwald, Antonio Delgado

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen
Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstr. 4
91058 Erlangen

Telefon: 09131/8529472
e-mail: oezguer.ertunc@lstm.uni-erlangen.de
jens.krauss@lstm.uni-erlangen.de

Weitere Partner: Bruno Eckhardt, Universität Marburg

Thema: Kinematische und dynamische Charakterisierung der Strukturen in transitionalen Rohrströmungen

Ausgangssituation:

Trotz Stabilität in der linearen Theorie wird in der Realität eine Transition der laminaren Rohrströmung zu einem turbulenten Strömungszustand beobachtet. Wird die Transition durch eine kontrollierte Störung getriggert, können vor und während der Transition verschiedenartige Strömungsstrukturen auftreten [1, 4, 5]. Sie können als eine Entwicklung von Puffs, gespalteten Puffs, bis hin zu turbulenten Slugs beschrieben werden. Ein Re-Schwellenwert, bei dem der Übergang von einer Struktur in die andere stattfindet, ist dabei nicht eindeutig erkennbar. In der Arbeit von Nishi et al [2] wurden verschiedene Eigenschaften, wie die Ausbreitungsgeschwindigkeiten und die Verschmelzung von Puff- und Slug-Strukturen in einer Rohrströmung ohne voll entwickeltes Geschwindigkeitsprofil erfasst.

Ziel:

Das Ziel des vorliegenden Beitrags ist die detaillierte kinematische und dynamische Charakterisierung der Strukturen (Puff, gespaltener Puff und Slug), die bei der Transition in Rohrströmungen mit einem voll entwickelten Hagen-Poiseuille-Profil auftreten. Aus den experimentellen Daten sollen die Auftrittswahrscheinlichkeiten, Lebensdauern und Ausbreitungsgeschwindigkeiten dieser transitionalen Strömungsstrukturen ermittelt werden. Die gemessenen turbulenten Geschwindigkeitsfluktuationen innerhalb der Strukturen sollen in Form von Profilen der Reynolds-Spannungen und deren Anisotropien ausgewertet werden.

Lösungsweg:

Die Erzeugung einer Störung in der Rohrströmung mit einem voll entwickelten Hagen-Poiseuille-Profil erfolgt durch definierte Versperrungen mit Hilfe einer Irisblende. In dem Versuchstand (Abb. 1) können unterschiedliche Stördauern, Versperrflächen und Rohrlängen realisiert werden. Die Messungen der Strömungs- und Ausbreitungsgeschwindigkeit werden mit Hilfe eines Hitzdrahtanemometers mittig am Rohraustritt sowie durch Druckdifferenzmessungen entlang des Rohres durchgeführt. Die Steuerung des Versuchstandes und die anschließende Strukturerkennung sind durch Software-Werkzeuge automatisiert.

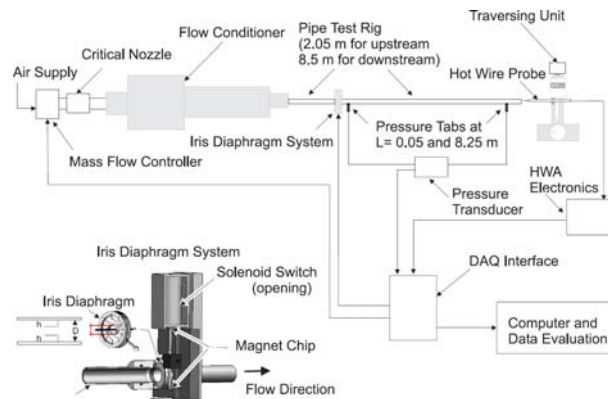


Abbildung 1: Rohrversuchsstand mit Irisblende als Störeinheit

Ergebnis:

Bei der Entstehung von Puff-Strukturen sind zunächst einfache Puffs zu beobachten. Deren Wahrscheinlichkeit des ersten Auftretens nimmt primär mit höherer Versperrfläche und sekundär mit kleinerer Stördauer zu (Abb. 2 links). Dieses Phänomen ist nur teilweise bei der Aufspaltung des einfachen Puffs zu doppelten Puffs (Abb. 2 rechts) und später in mehrfach gespaltete Puffs bis hin zu den turbulenten Slug-Strukturen (Abb. 2 links) zu beobachten. Der Einfluss der Versperrfläche ist weiterhin in den Strukturübergängen festzustellen, allerdings scheint die Dauer der Störung keiner weiteren Bedeutung innerhalb der Strukturbildung zugeordnet zu sein.

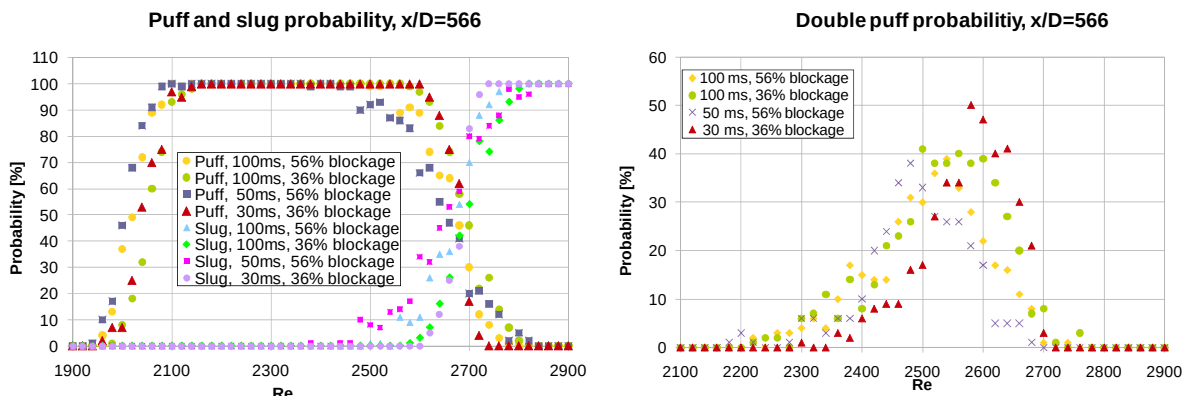


Abbildung 2: Wahrscheinlichkeitskurve für das Auftreten von Puff- und Slug-Strukturen (links), und doppelten Puff-Strukturen (rechts)

Literatur:

- [1] Faisst, H. und Eckhardt, B. Traveling waves in pipe flow. Phys. Rev. Lett. 91:224502:1-4, 2003
- [2] Nishi, M., Ünsal, B., Durst, F. und Biswas, G. Laminar-to-turbulent transition of pipe flows through puffs and slugs. J. Fluid. Mech., 614:425-446, 2008.
- [3] Wedin, H. and Kerswell R. R. Exact coherent structures in pipe flow: traveling wave solutions. J. Fluid. Mech., 504:333-371, 2004
- [4] Wygnanski, I. J. und Champagne, F. H.. On transition in a pipe. Part 1. The origin of puffs and slugs and the flow in a turbulent slug. J. Fluid Mech., 59:281-351, 1973
- [5] Wygnanski, I. J., Sokolov, M. und Friedman, D. On transition in a pipe. Part 2. The equilibrium puff. J. Fluid Mech., 69:283-304, 1975

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen weiterer Experimente, welche mit Hilfe genetischer Prozessoptimierung gesteuert werden, sollen die Entstehung der Puffs bzw. Slugs und deren Beziehung zu den Traveling Waves, die in anderen numerischen und experimentellen Studien [1, 3] nachgewiesen wurden und die bereits vor den einfachen Puff-Strukturen auftreten, untersucht werden.

Mitteilung

Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Tillmann A. Friederich, Dr.-Ing. Markus J. Kloker

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, D-70550 Stuttgart, Germany
Telefon: (0711) 685-63436
E-mail: friederich@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Aktive Strömungskontrolle der Sekundärinstabilität in einer 3-D-Grenzschicht am Pfeilflügel mittels „pinpoint suction“

Ausgangssituation:

Neuere Untersuchungen im Gebiet der laminaren Strömungskontrolle von Pfeilflügelgrenzschichten haben vielversprechende Ansätze aufgezeigt, die Sekundärinstabilität von Querströmungswirbeln aktiv zu kontrollieren [1]. Eine stark wirbeldeformierte (laminare) 3-D-Grenzschicht ist bezüglich hochfrequenter Störungen hochgradig sekundär instabil und schlägt typischerweise sehr schnell zum turbulenten Strömungszustand um, da die Wachstumsraten dieser instationären Sekundärstörungen viel höher sind als die der (primären) Wirbelmoden.

Die Laminarhaltung der Querströmungswirbel ist deshalb von großem Interesse, da die meisten Verkehrsflugzeuge mit Pfeilflügeln ausgestattet sind und die so gut wie überall turbulente Umströmung ein großes Einsparpotential für den Gesamtwiderstand bietet, was Interessen sowohl ökologischer als auch ökonomischer Natur weckt. Der physikalische Mechanismus des laminar-turbulenten Umschlags in einer 3-D-Grenzschicht [2] [3] [4] unterscheidet sich hierbei grundsätzlich vom Umschlag in 2-D-Grenzschichten, der von Tollmien-Schlichting-Wellen ausgelöst wird.

Erste Untersuchungen zu aktiver Strömungskontrolle mittels Absaugung in Pfeilflügelgrenzschichten [5] bilden die Grundlage für die aktuellen Untersuchungen.

Ziel:

Mit Hilfe von räumlichen, hochaufgelösten direkten numerischen Simulationen (DNS) soll der Einfluss von gezielter Lochabsaugung („pinpoint suction“) direkt auf die Sekundärinstabilität von Querströmungswirbeln untersucht werden. Das Ziel ist eine Verminderung des Gesamtwiderstands durch das Hinauszögern von laminar-turbulenter Transition.

Lösungsweg:

Mit Hilfe unseres DNS Codes *N3D*, der die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen löst, werden verschiedene Arten von „pinpoint suction“ simuliert und deren Auswirkung auf die stark wirbeldeformierte Grenzschicht untersucht. Durch genaues Studieren des Transitionsvorgangs wird direkt auf das Wachstum der Sekundärmoden Einfluss genommen, idealerweise komplett unterdrückt und Transition verhindert, was im Idealfall bis zu 15% des Gesamtwiderstands an einem heutigen Verkehrsflieger einsparen kann.

Ergebnis:

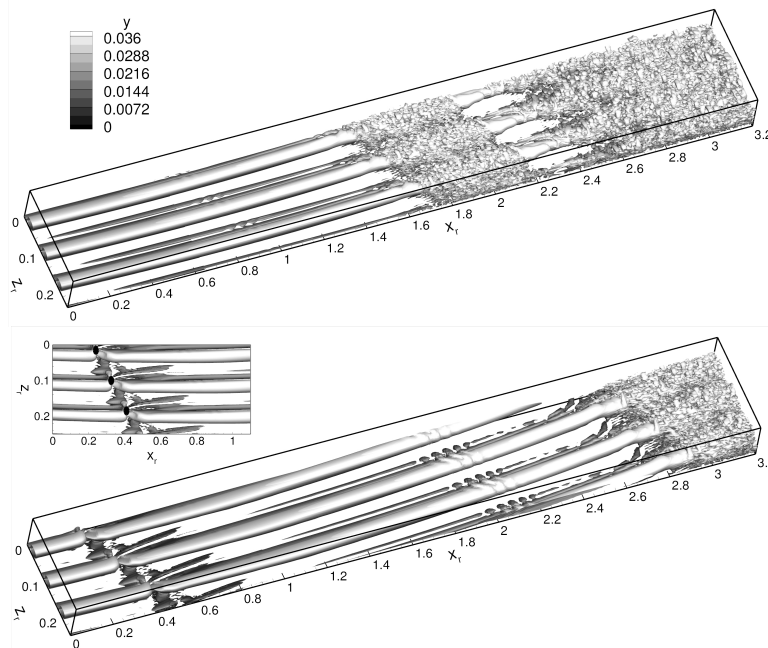


Abbildung 1: Visualisierung von Wirbelstrukturen für einen Referenzfall (oben) und einen Fall mit "pinpoint suction" (unten). Hauptströmungsrichtung von links nach rechts. Graustufen zeigen wandnormale y -Koordinate. Die Draufsicht in der Mitte links zeigt die Position der "pinpoint" Absaugung an den einzelnen Wirbeln (schwarze ausgefüllte Kreise).

Der Referenzfall in Abbildung 1 (oben) zeigt ein Strömungsfeld, wo zusätzlich zu den bereits ankommenden, großamplitudigen Querströmungswirbeln eine pulsartige Störung vieler überlagerter, hochfrequenter Moden eingebracht wurde und der Umschlag zur Turbulenz bei $x_r=1.6$ klar erkennbar ist. Im unteren Bild wird durch gezieltes Absaugen an der aufwärtsdrehenden Seite des Primärwirbels der Transitionsprozess deutlich verzögert und Transition kann erst ab $x_r=2.8$ beobachtet werden.

Eine quantitative Auswertung der Geschwindigkeitskomponente u_s im stromlinienorientierten Koordinatensystem mittels Fourieranalysen zeigt starke Abschwächung der Sekundärinstabilitätswachstumsraten (Abbildung 2, pinpoint Fall 1-50p).

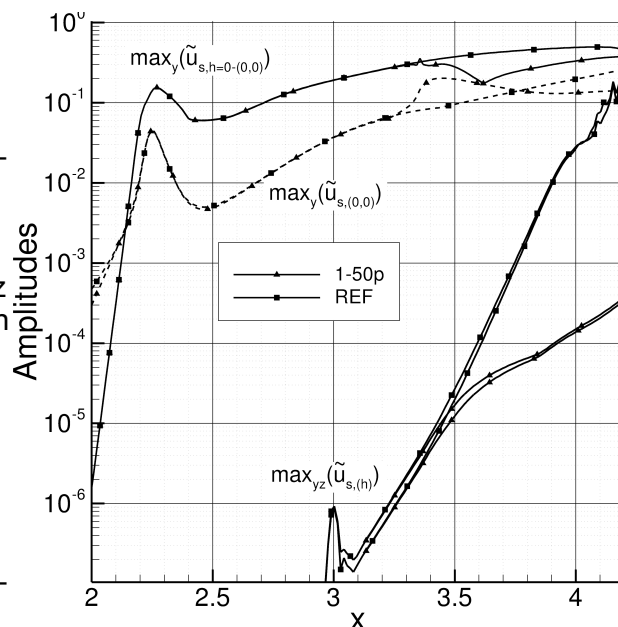


Abbildung 2: Stromabentwicklung von ausgewählten modalen u_s -Amplituden stationärer sowie instationärer 2-D und 3-D Störmoden für den Referenzfall REF und den pinpoint Fall 1-50p.

Literatur:

- [1] Bonfigli, G., Kloker, M.J.: Secondary instability of crossflow vortices: validation of the stability theory by direct numerical simulation, *J. Fluid Mech.*, vol. 583, pp. 229-272, 2007.
- [2] Wassermann, P., Kloker, M.J.: Mechanisms and passive control of crossflow-vortex-induced transition in a three-dimensional boundary layer, *J. Fluid Mech.*, vol. 456, pp. 49-84, 2002.
- [3] Wassermann, P., Kloker, M.J.: Transition mechanisms induced by travelling crossflow vortices in a three-dimensional boundary layer, *J. Fluid Mech.*, vol. 483, pp. 67-89, 2003.
- [4] Wassermann, P., Kloker, M.J.: Transition mechanisms in a three-dimensional boundary layer with pressure-gradient changeover, *J. Fluid Mech.*, vol. 530, pp. 265-293, 2005.
- [5] Messing, R., Kloker, M.J.: Investigation of suction for laminar flow control of three-dimensional boundary layers, *J. Fluid Mech.* (in press)

Weiteres Vorgehen:

Um eine Validierung der Ergebnisse, die ausschließlich mithilfe des inkompressiblen Codes N3D erzielt wurden, zu erhalten, werden Vergleichsrechnungen mit dem kompressiblen Code NS3D (ebenfalls an unserem Institut entwickelt), vorbereitet und durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control / Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner: Dr. Burkhard Gölling

Institution: Airbus Operations GmbH

Adresse:

Airbus
Aerodynamics Domain
Airbusallee 1
28199 Bremen

Telefon: 040-743-55836
e-mail: burkhard.goelling@airbus.com

Weitere Partner:

Daniel Reckzeh, Ulrich Scholz, Heribert Bieler, Airbus;
Wolfgang Nitsche, Inken Peltzer, Matthias Bauer, TU Berlin.

Thema: Aktive Strömungskontrolle für bessere Hochauftriebs-Performance.

Ausgangssituation:

Der aerodynamische Hochauftriebsentwurf basiert derzeit in der Auslegung und Bestimmung von Profil, Konfiguration und Positionierung der Hochauftriebsdevice (Einstellung der Spaltströmung). In jedem Fall beruht die Wirksamkeit und Leistungsfähigkeit dieses Entwurfs darauf, dass eine möglichst anliegende Hochauftriebsströmung in jeder Phase des Anfluges besteht. Tritt Ablösung auf dem Flügel und auf den Hochauftriebshilfen speziell an der Hinterkante auf, ist dies mit aerodynamischen Leistungsverlusten verbunden.

Eine andere Vorgehensweise ist die Nutzung von aktiver Strömungskontrolle, um die aerodynamische Leistung der Hochauftriebskonfiguration zu verbessern.

Ziel:

Das Ziel dieser experimentellen Untersuchungen bestand darin, die für bestimmte Klappenpositionen und Setting die abgelöste Strömung auf der Klappe durch aktives periodisches Ausblasen von zusätzlichem Fluid und Einbringung in die ablösende Grenz- bzw. Scherschichtströmung der Klappe wieder zum Anliegen zu bringen. Darüber hinaus sollte untersucht werden, mit wieviel Massenstrom, sprich Energieaufwand, nötig ist, um die Klappenströmung zum Anliegen zu bringen und wie groß der Auftriebsgewinn dabei ist.

Lösungsweg:

Zur Auslegung der Anwendung der aktiven Strömungskontrolle auf der Hinterkantenklappe bei diesem industriellen Windkanalmodell musste zunächst eine geeignete abgelöste Strömung auf der Klappe identifiziert werden. D.h. für bestimmte Klappenwinkel und Spaltströmungen wurden numerische Rechnungen und experimentelle Voruntersuchungen an diesem Windkanalmodell bzw. Geometrie durchgeführt.

Mit der Auslegung wurde weiterhin das Strömungskontrollsystem bestimmt, mit dem dann auf der Hinterkantenklappe die zusätzlichen, spannweitig aktuierten Fluidströmungen eingebracht werden können. Schließlich gelang es ein Auslegungskonzept in das kleine Windkanalmodell zu integrieren, was auch die hinreichende Leistung erbringen kann.

Im Windkanalversuch in dem Niedergeschwindigkeitswindkanal bei Airbus am Standort Bremen (B-LSWT) wurden dann sowohl die abgelöste Klappenströmung ohne und mit aktiver Strömungskontrolle untersucht.

Ergebnisse:

Mit den experimentellen und numerischen Voruntersuchungen konnten geeignete Hochauftriebshilfenkonfigurationen definiert und am Windkanalmodell umgesetzt werden. Weiterhin war die Integration des Aktuatorsystems in das Windkanalmodell erfolgreich realisiert worden. Die Messungen mit aktiver Strömungskontrolle im LSWT Bremen an industriellen Hochauftriebskonfigurationen (siehe **Bild1 links**) zeigten für stark ausgefahren Klappenstellungen von 45 und 50 Grad zum Einen ein Wiederanlegen der Klappenströmung im linearen als auch im nichtlinearen Anstellwinkelbereich und damit verbundenen signifikanten Auftriebssteigerungen und, zum Anderen, dass sogar eine Hochauftriebskonfiguration mit aktiver Strömungskontrolle im Vergleich zu einer optimal ausgelegten passiven Konfiguration höhere Auftriebsbeiwerte insbesondere auch im nichtlinearen Bereich erzielen kann (siehe **Bild1 rechts**).

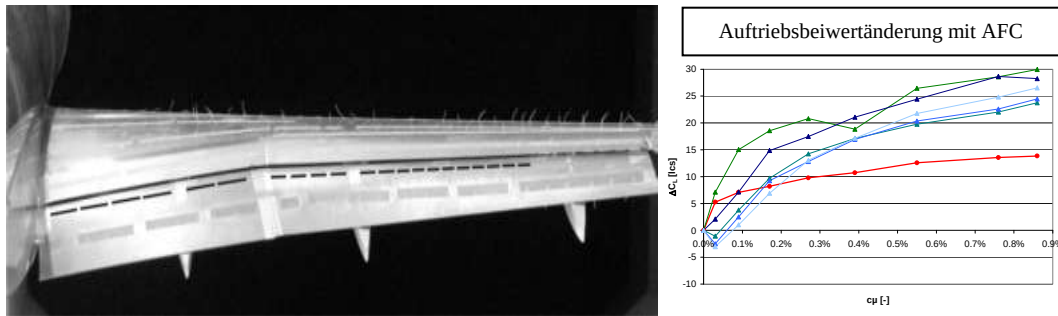


Bild 1: Links: Industrielles Halbmodell mit integriertem System für aktive Strömungskontrolle zur Untersuchung im Niedergeschwindigkeits-Windkanal bei Airbus in Bremen (B-LSWT); **Rechts:** Auftriebssteigerungen an einer abgelösten Hochauftriebskonfiguration mit aktiver Strömungskontrolle im Vergleich zu einer optimal ausgelegten Hochauftriebskonfiguration ohne Strömungskontrolle.

Ausblick/Weiteres Vorgehen:

Mit diesem Windkanalversuch wurde die Wirksamkeit und Effizienz der Aktiven Strömungskontrolle auf der Hinterkantenklappe gezeigt. Die Auslegung beruhte aber auf einem kleinen Modellmaßstab und auf der Basis einer Strömung bei niedriger Reynoldszahl. Die nächsten Schritte für diese Anwendung der Aktiven Strömungskontrolle in Richtung Flugzeuglevel sollten daher sein:

1. Verifizierung der aerodynamischen Leistung der Aktiven Strömungskontrolle zunächst an einfachen 2D Hochauftriebshilfen und nachfolgend ebenfalls auf 3D industriellen Hochauftriebskonfigurationen bei Flug-Reynoldszahlen.
2. Weitere Optimierung des Aktuatorkonzept sowie Entwicklung und Entwurf eines Aktuatorprototypen auf Flugzeuglevel
3. Konzeptionelle Studien zur strukturellen und systemischen Integration eines Aktuatorsystems mit den verbundenen physikalischen Konsequenzen wie instationären/stationären Lastverhalten, akustisches Verhalten und Aero-Struktur-Kopplungen.

Literatur:

- F. Haucke, I. Peltzer, and W. Nitsche. Active separation control on a slatless 2d high-lift wing section. In ICAS 2008-175, 2008.
- F. Haucke, M. Bauer, T. Grund, W. Nitsche and B. Gölling. An active flow control strategy for high-lift flaps, In CEAS / KATnet II Conference, 2009.
- J. Wild, G. Wichmann, F. Haucke, I. Peltzer and P. Scholz, Large scale separation flow control experiments within the German flow control network, AIAA-paper 2009-530, 47th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando USA, 2009.
- D. Reckzeh; Flying Community Friendly – The Role of High-Lift Aerodynamics; Design concepts & solutions for the future; In CEAS / KATnet II Conference, Bremen, 2009.
- M. Bauer and I. Peltzer and W. Nitsche and B. Gölling; “Active Flow Control on an Industry-Relevant Civil Aircraft Half Model”; Conference on Active Flow Control II (AFC), 26.-28. Mai 2010, Berlin, 2010.
- Ralf Rudnik, Timo Kühn, Vlad Ciobaca, Burkhard Gölling; “Pilot numerical simulation study of a high lift wing configuration for performance optimisation”; Joint Symposium of DFG for 1066 and DLR-Airbus C²A²S²E: “Simulation of Wing and Nacelle Stall”; 22-23 June 2010 in Braunschweig, Germany.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Thomas Grund, Wolfgang Nitsche

Institution: TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstr. 12-14, 10587 Berlin

Telefon: 030 314 24426

e-mail: thomas.grund@ilr.tu-berlin.de

Weitere Partner: Stemme AG

Thema: **Aktive Strömungskontrolle im Windkanal- und Flugversuch an einer Stemme S10 Wölbklappe**

Ausgangssituation:

In den letzten Jahren hat sich die aktive Strömungsbeeinflussung (Active Flow Control, AFC) zu einem wichtigen Forschungsgebiet innerhalb der Aerodynamik entwickelt. So konnte an zahlreichen Modellen, zum größten Teil generischer Art, gezeigt werden, dass periodische Beeinflussungsmethoden zur Unterdrückung von Strömungsablösungen deutlich effizienter arbeiten als kontinuierliche Systeme. Durch eine Identifizierung effektiver Anregeparameter sowie einer optimierten Anordnung der Aktuatoren kann der Auftrieb von Hochauftriebskonfigurationen deutlich gegenüber den passiv-optimierten Varianten gesteigert werden.

Ziel:

Die in Windkanalversuchen erfolgreich eingesetzte aktive Strömungsbeeinflussung an Hochauftriebskonfigurationen [1] soll an einem realen Versuchsträger –Motorseglер Stemme S10– zum Einsatz kommen.

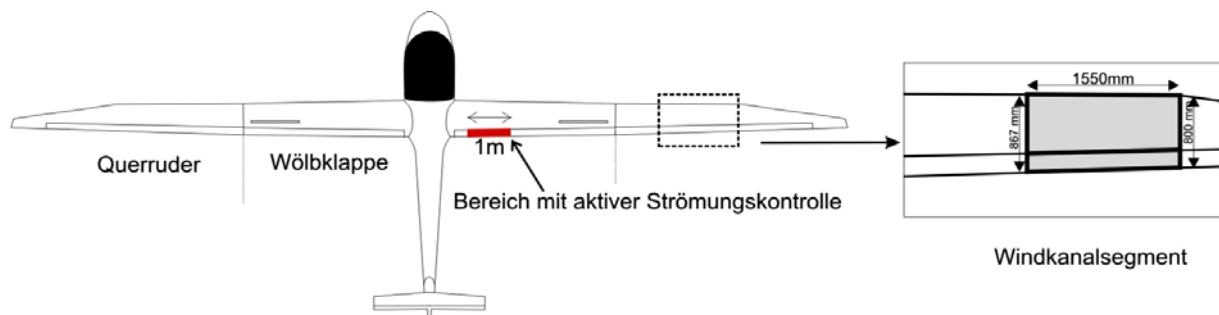


Abbildung 1 : Versuchsträger Stemme S10 (links); Windkanalsegment (rechts)

Dieses Flugzeug ist mit einer Wölbklappe ausgerüstet, die sowohl bei Start und Landung als auch im Langsamflug zur Auftriebserhöhung ausgeschlagen wird. Mithilfe der periodischen Beeinflussungsmethoden soll die Wirksamkeit der Wölbklappe auch bei höheren Klappenwinkeln gesteigert werden, da bereits bei relativ geringen Klappenwinkeln auf der Oberseite eine Ablösung auftritt.

Lösungsweg:

Zur Übertragung der Methoden aus den Windkanalversuchen mit verschiedenen Hochauftriebskonfigurationen (Spaltklappen) auf die Wölbklappenkonfiguration und die Randbedingungen des Flugexperiments wurden Windkanalversuche durchgeführt. In diesem Zusammenhang erfolgten Versuche mit einem Original-Flügelsegment (Abbildung 1, rechts) im Großen Windkanal (GroWika) der TU Berlin. Ziel dieser Experimente war es, neben den aerodynamischen Untersuchungen zur Auftriebssteigerung und Widerstandsreduzierung, speziell auch für den Flugversuch geeignete Aktuatoren zu entwickeln und die erforderlichen Anregeparameter (Frequenz, Amplitude, Schlitzposition, Ausblasrichtung) festzulegen.

Ergebnisse:

Für die Windkanalmessungen im GroWika kam eine 6 Komponentenwaage zur Bestimmung der Auftriebs- und Widerstandswerte zum Einsatz. Aufgrund der auftretenden Verblockung im Windkanalversuch wurden diese mit Hilfe eines 2D – Windkanalkorrekturverfahrens nach [2] korrigiert. Die Versuche wurden bei einer Reynoldszahl von $1.75 \cdot 10^6$ durchgeführt, welche der zu erwartenden Reynoldszahl im Flugversuch entspricht. In Abbildung 2 ist das Gleitverhältnis C_A/C_W über einen Anstellwinkelbereich von -5° bis 7° für einen Klappenwinkel von 16° dargestellt. Für die gewählten Anregeparameter, einer dimensionslosen Frequenz von ≈ 0.5 und einem Impulsbeiwert von 0.1 Prozent, konnte eine Steigerung von bis zu 20 Prozent im Gleitverhältnis erzielt werden [3]. Mit den identifizierten Anregeparametern wurden die ersten Flugversuche mit dem Motorsegler Stemme S10 durchgeführt.

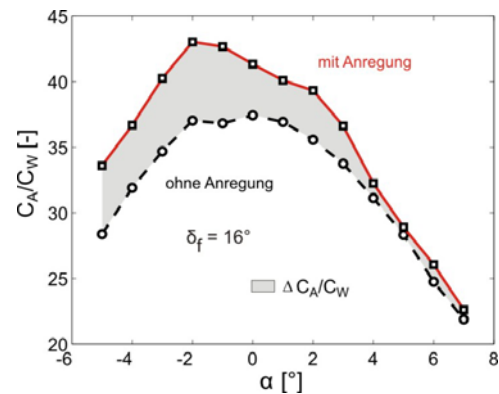
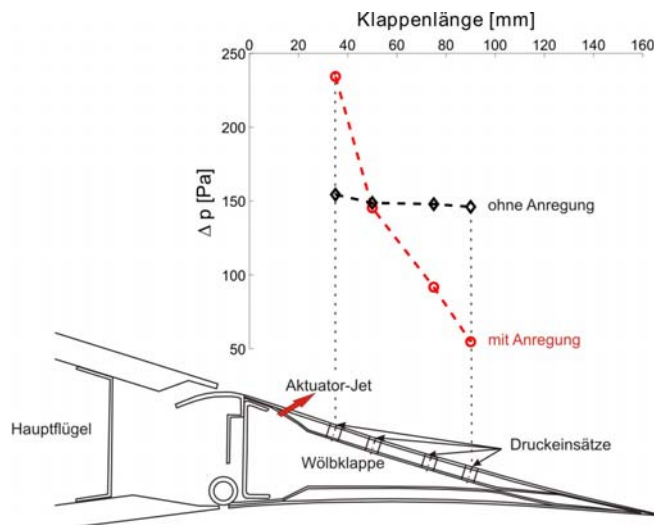


Abbildung 2: Gleitverhältnisses für den unangeregten und angeregten Fall im Windkanalversuch



Abbildung 3: Strömungsvisualisation mit Wollfäden im Flugversuch - Bild links: 10 Aktuatoren eingeschaltet; Bild rechts: 5 Aktuatoren ausgeschaltet sowie 5 Aktuatoren eingeschaltet



Neben 4 Druckmessungen direkt hinter der aktuierten Strömung wurden 4 Referenzdrucksensoren in der ungestörten Klappenströmung integriert, s. Abb. 3 links. Abbildung 4 zeigt die Druckdifferenzen ($p_\infty - p_x$) für die Referenzsensoren (ohne Anregung) sowie die Druckdifferenzen hinter einem Aktuator. Über den Referenzsensoren bildet sich ein Druckplateau aus, was auf eine abgelöste Klappenströmung schließen lässt. Zum gleichen Zeitpunkt ist im Druckschnitt hinter dem Aktuator ein Druckrückgewinn bei eingeschalteter Aktuatorik zu verzeichnen.

Abbildung 4: Klappendruckmessungen für den unangeregten und angeregten Fall im Flugversuch

Literatur:

- [1] Petz, R., Nitsche, W.: Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration. Journal of Aircraft Vol. 44 No.3, pp. 865–874 (2007)
- [2] Rae, W.H.; Pope, A.: Low-Speed Wind Tunnel Testing. 2.Ed. John Wiley & Sons, New York; (1984)
- [3] Grund, T., Nitsche, W.: Active Flow Control on a S10 Glider Configuration. Active Flow Control II - NNFM 108. Springer, 31–43. 2010

Weiteres Vorgehen:

In weiteren Flugexperimenten soll, neben einer Variation der einzelnen Anregeparameter, der Einfluss der Aktuatorik auf den Hauptflügel untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Numerische Simulation

Ansprechpartner: Bert Günther

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ISTA), TU-Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin

Telefon: 030 314 23146

Telefax: 030 314 25405

e-mail : Bert.Guenther@cfld.tu-berlin.de

Thema: Numerische Simulation zur aktiven Strömungskontrolle an einem Flügel mit Wölbklappe

Ausgangssituation:

Um bei geringen Fluggeschwindigkeiten eine hohe aerodynamische Wirkung zu erzielen, kommen heutzutage Hinterkantenklappen an den Tragflächen von Flugzeugen zum Einsatz. Bei hohen Klappenwinkeln kann jedoch die anliegende Strömung der oberen Klappenkontur nicht mehr folgen, und es stellt sich ein ineffektiver abgelöster Strömungszustand auf der Klappe ein. Das Konzept der aktiven Strömungskontrolle mit periodischem Ausblasen und Einsaugen in der Klappengrenzschicht erwies sich in der Vergangenheit als eine effektive Methode, diesen abgelösten Zustand zu verringern und so auch bei hohen Anstellwinkeln der Klappe eine anliegende Strömung zu ermöglichen.

Ziel:

Die grundsätzliche Machbarkeit eines solchen Konzepts konnte bereits in der Vergangenheit an einer vereinfachten zweidimensionalen Konfiguration mit zwei generischen Komponenten sowie an einer komplexeren, schiebenden Hochauftriebskonfiguration mit drei Komponenten demonstriert werden [1]. Die dabei erlangten Erkenntnisse sollen nun mit Hilfe numerischer Simulationen das Prinzip der aktiven Strömungskontrolle auf den Flügel eines Segelflugdemonstrators mit Wölbklappe angewendet werden. Die zu untersuchende Umströmung dieser Konfiguration soll bei einer für den Segelflug relevanten Reynoldszahl von $Re = 1.75 \cdot 10^6$, bezogen auf die Sehnenlänge, erfolgen. Im Vordergrund steht dabei eine erfolgreiche Beeinflussung der abgelösten Strömung auf der Klappenoberseite und der damit verbundenen Erhöhung des Auftriebs der Gesamtkonfiguration. Dabei ist es das Ziel, den Einfluss der auftretenden Parameter der Strömungskontrolle (Schlitzposition, Ausblasrichtung, Frequenz, Amplitude des periodischen Anregungsstroms, Breite des Anregungsschlitzes, Aktuationskonzept) zu untersuchen und einen geeigneten Parametersatz zu finden.

Lösungsweg:

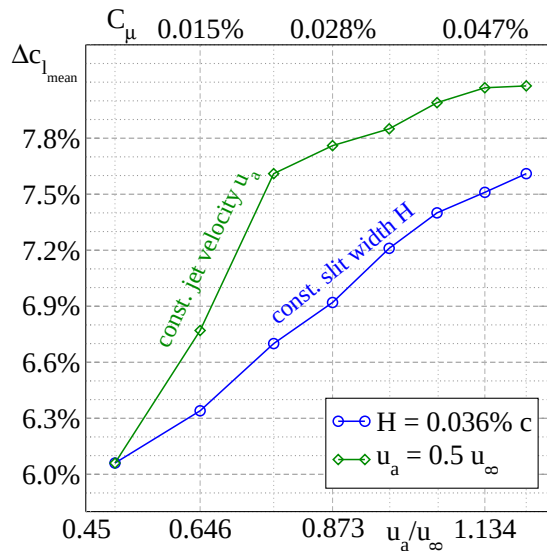
Untersuchungsgegenstand für die numerischen Simulationen ist ein Flügelsegment mit Wölbklappe auf Basis eines HQ41-Profiles der Segelflug-Demonstratorkonfiguration (Stemme S10). Der Flügel hat eine für Segelflieger typische, extreme Streckung und weist eine leichte Zuspitzung auf, so dass nur moderate 3D-Effekte bei der Umströmung zu erwarten sind. Daher werden 2D Simulationen durchgeführt, die zum einen die Grundströmung ohne Anregung und zum anderen Versuche mit unterschiedlichen Anregungsparametern beinhalten. Alle Simulationen erfolgen auf Basis der instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (URANS). Die Umsetzung des periodischen Anregemechanismus (Saugen/Blasen) erfolgt über eine zeitabhängige Einströmrandbedingung.

Datum: 8. Juli 2010

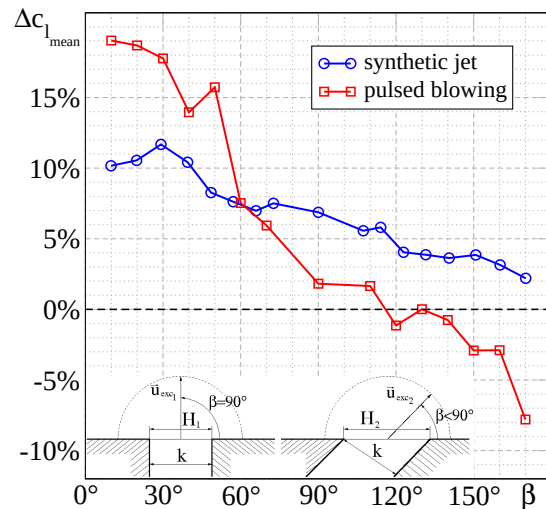
STAB

Ergebnis:

Auf der Suche nach einer optimalen Anregung wurden numerische Simulationen mit unterschiedlichen Anregeparametern (Position, Frequenz, Intensität, Ausblaswinkel, Pulsbreite, Anregeform) durchgeführt [2].



(a) Vergleich der C_μ -Variation über variabler Jetgeschwindigkeit u_a und variabler Spaltbreite H



(b) Variation der Ausblasrichtung bei verschiedenen Anregeformen

Es zeigt sich, dass für die Aktuation normal zur Wand ($\beta = 90^\circ$) stationäres Einsaugen am effektivsten ist und stationäres Ausblasen keine Wirkung erzielt. Die Ergebnisse der unterschiedlichen Anregeformen lassen den Schluss zu, dass eine maßgebliche Erhöhung des Auftriebs mit periodischen Einsaugphasen in Verbindung steht. Die optimale Position der Anregung mit einem synthetischen Jet lässt sich dabei leicht stromab von der Ablöseposition der natürlichen Strömung finden, wohingegen die optimale Position eines gepulsten Jets sich leicht stromauf davon befindet. Bei den Untersuchungen zum Intensitätseinfluss der Aktuation wurden neben der Variation der Aktuationsgeschwindigkeit auch die Variation der Schlitzbreite durchgeführt. Dabei wurden die Schlitzbreiten so gewählt, dass die gleichen dimensionslosen Impulsbeiwerte C_μ sich ergeben (a). Die Untersuchungen machen deutlich, dass ein stärkerer Zuwachs des Auftriebs bei veränderlicher Schlitzbreite zu verzeichnen ist als bei veränderlicher Jetgeschwindigkeit. Darin drückt sich eine Unskalierbarkeit des charakteristischen Anregeparameters C_μ aus. Die Untersuchungen zum Einfluss des Ausblaswinkels β bei verschiedenen Anregeformen zeigen allgemein ein verstärkten Zuwachs des Auftriebs bei anteilig stromabgerichteter Aktuation ($\beta < 90^\circ$). Dabei stellt sich der synthetische Jet gegenüber dem gepulsten Jet als effektiver dar, wenn der Ausblaswinkel größer als 60° ist. Wird der Ausblaswinkel kleiner als 60° , erhöht sich der Auftriebszuwachs bei gepulstem Ausblasen gegenüber dem synthetischen Jet (b). Als Ursache ist dabei ein Effektwechsel von der erzwungenen Destabilisierung der abgelösten Scherschicht ($90^\circ \geq \beta > 60^\circ$) hin zur sogenannten Zirkulationskontrolle ($\beta < 50^\circ$) zu sehen.

Literatur:

- [1] B. GÜNTHER, F. THIELE, R. PETZ, W. NITSCHKE, J. SAHNER, T. WEINKAUF, H.-C. HEGE Control of separation on the flap of a three-element high-lift configuration. In *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, USA, January 2007.
- [2] B. GÜNTHER, A. CARNARIUS AND F. THIELE : Numerical Investigation of Active Flow Control Applied to an Airfoil with a Camber Flap. In R. King (ed.) *'Active Flow Control II', Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Vol. 108, Springer Verlag, 2010.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Wolfram Hage

Institution: DLR, Institut für Antriebstechnik, Abteilung Triebwerksakustik

**Adresse: Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin**

**Telefon: 030 31000646
Telefax: 030 31000639
e-mail: wolfram.hage@dlr.de**

weitere Partner:

Dr. Volkmar Stenzel, Fraunhofer Institut IFAM, Wienerstraße 12, 28359 Bremen
Dr. Taras Vynnyk, Institut für Mess- und Regelungstechnik, Leibniz Universität Hannover,
Nienburger Straße 17, 30167 Hannover

Thema:

Untersuchung zum Verschleißverhalten einer lackierten Riblet-Struktur auf einem Airbus A300-600ST 'Beluga'

Ausgangssituation:

Die Rahmenbedingung der EU zur Reduktion der Emissionen durch den Luftverkehr macht die Beschäftigung mit widerstandsvermindernden Mikro-Rillen, sogenannten Riblets, wieder interessant. Während in den 80er und 90er Jahren des letzten Jahrhunderts die Anwendung von widerstandsvermindernden Rillenoberflächen mit selbstklebenden Kunststofffolien realisiert werden sollte, steht nun ein neuartiges Lackierverfahren zur Verfügung, mit dem die Oberfläche eines Flugzeuges (oder Schiffen und Rotoren von Windkraftanlagen) mit einem strukturierten Lack versehen werden kann. Die neuartige Lackiertechnik ermöglicht die Wiedergabe von mikroskopisch kleinen Strukturen in höchster Präzision.

Ziel:

Untersuchung des Langzeitverhalten von lackierten Riblet-Oberflächen im Flugbetrieb

Lösungsweg:

Auf einem Airbus A300-600ST 'Beluga' sind an verschiedenen Stellen der Außenhaut (Rumpf und Flächen) kleine Bereiche mit widerstandsvermindernden Riblets mit einem speziellen, neu entwickelten Lackier-Verfahren aufgebracht. Mit Abstand von einigen Wochen werden mit einem hochgenauen Abformverfahren Proben genommen, die wiederum als Positive der Rillenoberflächen mit einem optischen Messverfahren vermessen werden. Diese Messdaten werden verwendet, um mit einem Rapid-Prototyping-Verfahren Modelle zu bauen, die, den Ähnlichkeitsbedingungen des Versuchstands berücksichtigend entsprechend vergrößert, in einem speziellen Strömungskanal, dem Berliner Ölkanal, vermessen werden. Die Untersuchung verschiedener Oberflächenproben, die zu verschiedenen Zeitpunkten an unterschiedlichen Stellen auf der Beluga abgenommen wurden ermöglicht eine Aussage über das Verschleißverhalten der betrachteten Riblet-Oberflächen.

STAB

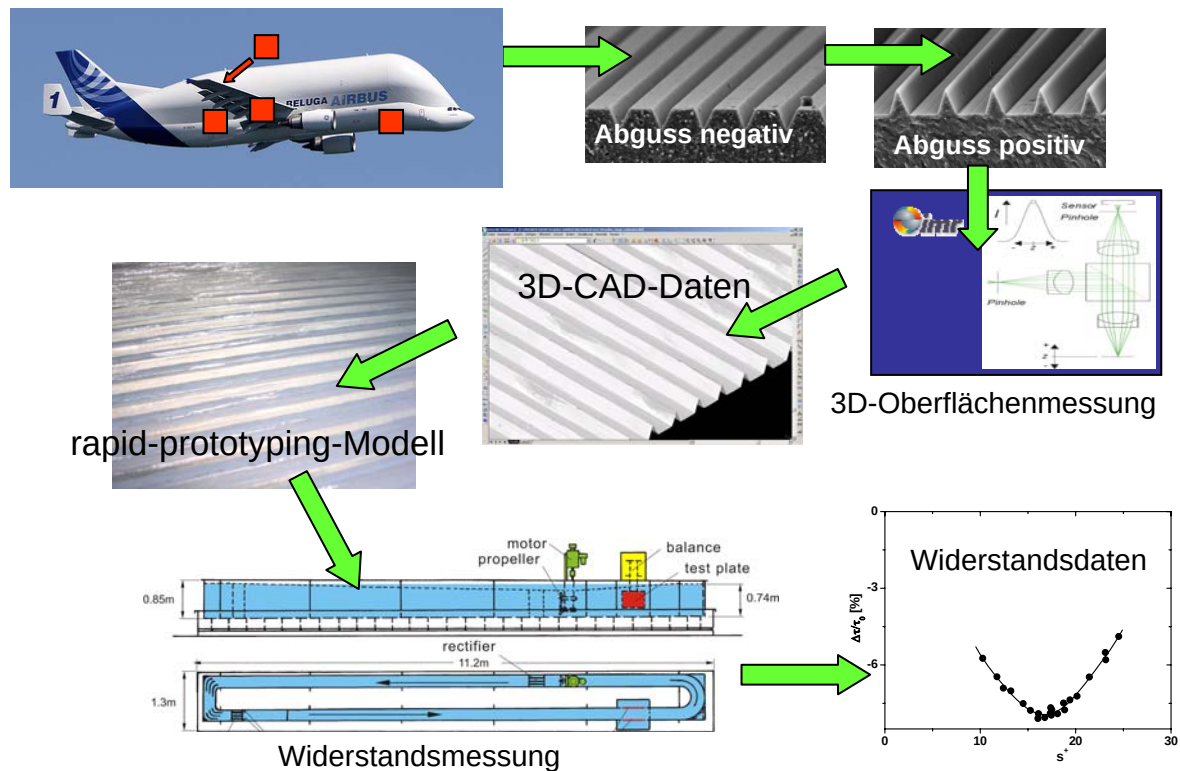


Abbildung 1 Prozeßkette der Untersuchung der Langzeitbeständigkeit im Flugversuch untersuchter Lack-Riblet-Strukturen.

Ergebnis:

Die im Rahmen über 18 Monaten genommenen Proben der auf das Versuchflugzeug auflackierten Riblet-Oberflächen wurden in dem oben skizzierten Verfahren untersucht. Die untersuchten Proben stammen von verschiedenen Position auf dem Rumpf und den Tragflächen.. Es zeigen sich, in Abhängigkeit der betrachteten Positionen, Beeinträchtigungen durch mechanische Beschädigungen sowie durch Schmutzablagerungen. Die im Strömungsexperiment untersuchten Oberflächenproben zeigen eine geringere Widerstandsverminderung nach längerer Flugzeit der Riblet-Probeflächen. Die Untersuchung von weiteren Probenahmestellen an Flügelober- und Unterseite sowie des Rumpfes stehen noch aus.

Literatur:

Bechert, D.W., Bruse, M., Hage, W., van der Hoeven, J.G.T., Hoppe, G., Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry, J. Fluid Mech., vol. 338, pp. 59-87 (1997)
 Stenzel, V., Hage, W., Strömungsgünstige Beschichtung zur Senkung des Treibstoffverbrauchs, 31. Ulmer Gespräch, Nanomaterialien in der Oberflächentechnik -Chancen und Grenzen, Ulm, May 7 & 8, 2009

weiteres Vorgehen:

Die Fortführung der Flugversuche sollen weitere Erkenntnisse über die Beständigkeit gegen mechanischen Verschleiß und Verschmutzung bringen. Die Eigenschaften von neuen Lackrezepturen sollen im Langzeitversuch auf ihre Beständigkeit gegen Verschleiß untersucht werden.

Datum: 14.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: FG Aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.- Ing. Frank Haucke, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Berlin

Adresse: Marchstr. 12, 10587 Berlin

Telefon: 030 314 24426

e-mail: Frank.Haucke@ilr.tu-berlin.de

Weitere Partner:

Thema: Untersuchung der aktiven Strömungskontrolle an einer Einfachspalt- Hinterkantenklappe mit Hilfe von zeitaufgelöster PIV

Ausgangssituation:

Am Fachgebiet Aerodynamik der TU Berlin werden schon seit vielen Jahren u. a. Untersuchungen zu aktiver Strömungskontrolle (AFC) an Hochauftriebsflügeln durchgeführt [1-4]. In aktuellen Forschungsprojekten werden gepulste Jetaktuatoren eingesetzt, um Strömungsablösungen über Einfachspalt-Hinterkantenklappen von Hochauftriebskonfigurationen zu verzögern bzw. vollständig zu verhindern. Zur Interpretation des lokalen Strömungsfeldes werden hauptsächlich Druckverteilungen, Ölanstrichbilder und Wollfäden verwendet, was eine Aussage über das wandnahe Strömungsfeld zulässt.

Ziel:

Im Mittelpunkt dieser Untersuchungen steht die lokale Erfassung der strömungsmechanischen Vorgänge in der Umströmung der Hochauftriebskonfiguration bei abgelöster und bei aktiv beeinflusster im zeitlichen Mittel anliegender Klappenströmung mit Hilfe der zeitaufgelösten PIV. Ziel ist es den Prozeß der Anregung vollständig zu erfassen, um die verschiedenen Einflussfaktoren bzw. Anregeparameter weiter zu optimieren.

Lösungsweg:

Für diese Untersuchungen wird eine 2D 2- Element Hochauftriebskonfiguration bestehend aus einem Hauptelement und einer Hinterkanten- Einfachspaltklappe (TUB-F15) verwendet. In der Clean- Konfiguration hat dieses Modell eine transsonische Profilform. Für die Strömungsfelduntersuchung wird ein TR-PIV-System besteht aus zwei Hochgeschwindigkeits-CMOS-Kameras (Photron FASTCAM APX RS), dem frequenzverdoppelten Nd:YLF-Laser (Quantronix DARWIN-DUO 527-80-M) und einem Synchronizer verwendet. Die Messstrecke ist in der oberen Wand mit einem optischen Zugang für den Lichtschnitt und an den seitlichen Wänden mit zwei Aufhängungen für die Kameras versehen. Mit Hilfe eines Seeding-Generators werden DEHS Partikel mit einem Durchmesser von ca. $1\mu\text{m}$ erzeugt und stromab der Messstrecke in die Strömung eingeleitet. Die aus den Aktuatorkammern austretende Druckluft enthält dabei keine Seeding-Partikel. Die maximal mögliche zeitliche Auflösung bei voller Kameraauflösung liegt bei 1.5 kHz. Zur Verringerung des Einflusses von Reflexionen und Überblendungen auf den Modellflächen sind die Oberflächen im Bereich des Lichtschnitts mit einem Farbanstrich aus Rhodamin B versehen und Bandpassfilter durchlässig im Bereich von $\lambda = 527\text{ nm}$ vor den CMOS-Chips der Kameras installiert. Des Weiteren wurde jeweils das gemittelte Hintergrundbild von den Partikelbildern abgezogen. Die Aufnahmen wurden im Anschluss entzerrt (siehe Tsai 1987) und über adaptive Kreuzkorrelationen (Größe der Auswertungsfenster: von 64×64 Pixel bis 24×24 bzw. 16×16 Pixel; Überlappung 50%) ausgewertet. Mit Hilfe der Kamerapositionen konnte aus den Vektorfeldern der zwei Kameras ein 2D-3C-Vektorfeld errechnet werden.

Ergebnis:

In Abb. 1 sind exemplarisch die Geschwindigkeitsvektorfelder über der Hinterkantenklappe ohne und mit gepulster Ausblasung für einen Anstellwinkel von 3° und einem Klappenwinkel von 45° in der Flügelsymmetrieebene zeitgemittelt dargestellt. Im Basisfall ohne AFC ist ein ausgeprägtes Ablösegebiet mit starker Rezirkulation zu erkennen. Die Ablösung beginnt im Bereich von ca. 20% der Klappentiefe und sorgt aufgrund der großen räumlichen Ausdehnung für eine starke Verdrängung der Hauptströmung. Der wandnahe Strömungsbereich wurde aufgrund von Reflexionen des Laserlichts und den damit verbundenen Überblendungen im klappennahen Bereich nicht vollständig erfasst. Für diesen Bereich lieferte die Auswertung der PIV-Doppelbilder daher ein verfälschtes Ergebnis, weshalb der Spaltstrahl nur unvollständig dargestellt werden kann. Im Fall gepulster Ausblasung durch die Schlitze in der Oberfläche bei einer Klappentiefe von 20% und 50% mit einer Strouhal-Zahl von $Sr = 0.5$, einer Pulsbreite von 50% und einem Impulsbeiwert von $c_\mu = 0.74\%$ wird die turbulente Strömungsablösung vollständig vermieden, was im zeitlichen Mittel im Vergleich zur

Datum:30.6.2010

STAB

Grundströmung zu einer Erhöhung der lokalen Geschwindigkeiten ohne Rezirkulation führt. Weiterhin ist der globale Strömungsvektor durch die Anregung deutlich geneigt, was zu einer Verbesserung der Abströmung führt bzw. die Hauptströmung näher an die Klappenoberfläche verlagert. Der gepulste Jet konnte aufgrund der bereits angesprochenen Überblendungen im wandnahen Bereich nicht vollständig erfasst werden. Erschwerend kommt hinzu, dass keine Partikel in den Aktuatorstrahl eingeleitet werden konnten, da diese Luft unter hohem Druck über eine separate Zuführung eingeleitet wurde. Insgesamt konnten für diesen Fall Steigerungen des Auftriebsbeiwertes mit der oben genannten Aktuation von bis zu $\Delta c_A = 0.58$ im linearen Bereich der Polaren ermittelt werden.

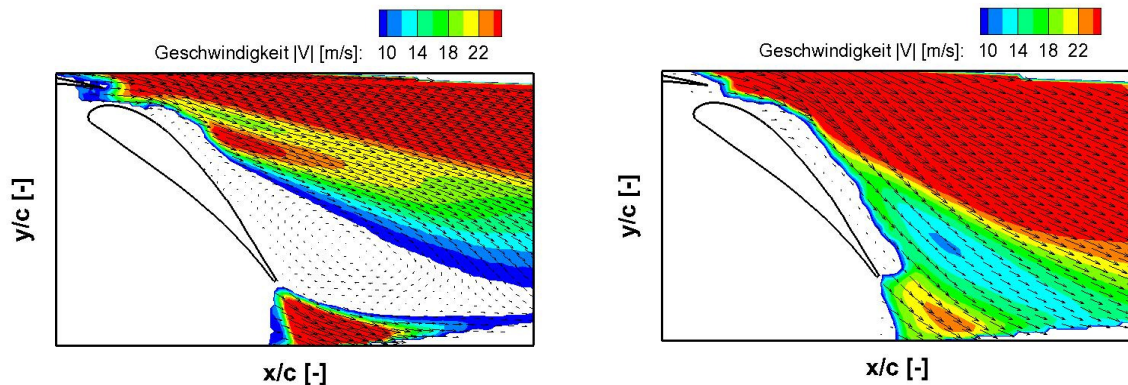


Abb. 1: Zeitgemittelte Strömung auf der TUB-F15-Klappe, Klappenwinkel $\delta_f = 45^\circ$, Profilanstellwinkel $\alpha = 3^\circ$. Links: Grundströmung. Rechts: Aktuierte Strömung, $Sr = 0.5$ Hz, $c_\mu = 0.74\%$

In der folgenden Abb. 2 sind drei verschiedene Phasenpunkte einer Aktuationsperiode dargestellt. Diese Bilder wurden mittels Phasenmittelung über 51 Aktuationszyklen erzeugt, sodass zeitlich nicht kohärente Strukturen zu einem großen Anteil eliminiert wurden und nur der Einfluss des gepulsten Jets zum jeweiligen Phasenpunkt untersucht werden kann. Zum Phasenpunkt $0 \times T$ ist bei ca. 80% der Klappentiefe der Rand „A“ des Aktuatorjets zu erkennen. Mit fortlaufenden Phasenlagen schwimmt der Aktuatorjet weiter ab.

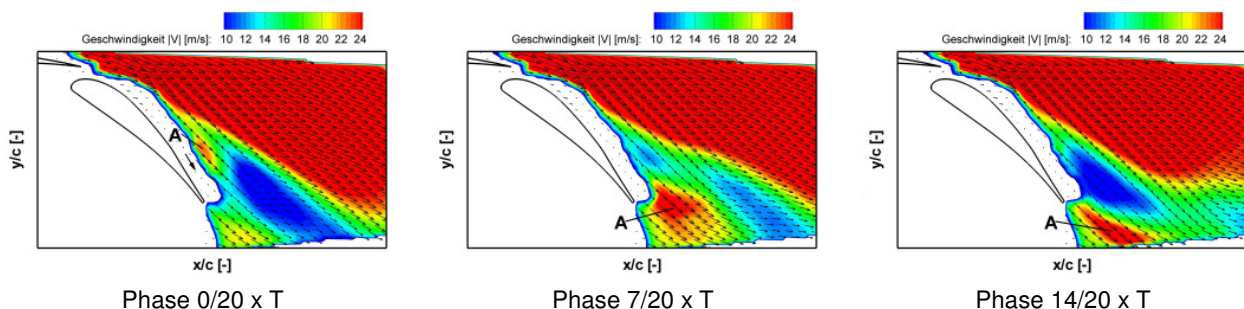


Abb. 2: Phasengemittelte Strömung auf der TUB-F15-Klappe, Klappenwinkel $\delta_f = 45^\circ$, Profilanstellwinkel $\alpha = 3^\circ$, aktuierte Strömung bei drei verschiedenen Phasenlagen, $Sr=0.5$ Hz, $c_\mu=0.74\%$

Details zu Ergebnissen aus Voruntersuchungen zu dieser Strömungskontrolltechnik an ähnlichen Hochauftriebskonfiguration können Haucke et al. [2,3] und Wild et al. [4] entnommen werden.

Literatur:

- [1] Petz, R.; Nitsche, W.: Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration. *Journal of Aircraft* 44 (2007), pp. 865-874
- [2] F. Haucke, I. Peltzer, and Nitsche. Active separation control on a slatless 2d high-lift wing section. In *ICAS 2008-175*, 2008.
- [3] Haucke, F.; Bauer, M.; Grund, T.; Nitsche, W.; Gölling, B.: An Active Flow Control Strategy for High-Lift Flaps. In: *KATnet 2009*, Bremen
- [4] Wild, J.; Wichmann, G.; Haucke, F.; Peltzer, I.; Scholz, P.: Large scale separation flow control experiments within the German Flow Control Network. In: *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA 2009-0530)*, 2009, AIAA

Weiteres Vorgehen:

Aktuell werden Vorbereitungen getroffen, um die optische Zugänglichkeit in der Messstrecke wesentlich zu verbessern und Überblendeffekte im wandnahen Bereich hervorgerufen durch starke Reflexionen des Laserlichts auf der Klappenoberfläche zu minimieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Martin Hecklau, Daniel Pieren Salazar, Wolfgang Nitsche

Institution: Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: 030-314 21559

Telefax: 030-314 22955

e-mail: martin.hecklau@tu-berlin.de

weitere Partner: ----

Thema: Experimentelle Untersuchung einer abgelösten Scherschicht bei aktiver Strömungsbeeinflussung

Ausgangssituation:

Im Rahmen des SFB 557 der TU Berlin wurden in den letzten 12 Jahren die Möglichkeit der aktiven Beeinflussung einer turbulent abgelösten Scherschicht an verschiedenen Konfigurationen untersucht. Für die meisten Konfigurationen wurde zur aktiven Beeinflussung der abgelösten Strömung gepulstes Ausblasen von Druckluft aus einem Aktuatorschlitz eingesetzt [1]. Dabei ist die Leistungsfähigkeit des eingesetzten Aktuatorsystems in erster Linie von den gewählten Betriebsparametern des Aktuators, der Schlitzposition und der Ausblasrichtung des Wandstrahls abhängig. Die Effektivität des Aktuators für die jeweilige Konfiguration wird meist über integrale Größen, wie z.B. den gesteigerten Auftrieb oder den reduzierten Widerstand sehr gut bestimmt. Allerdings ist eine genaue Analyse der strömungsmechanischen Vorgänge [2,3], die zu einem Wiederanlegen der Scherschicht führen, mittels dieser integral erfassten Größen nicht möglich.

Ziel:

Ziel dieser Untersuchung soll es ein, den strömungsmechanischen Mechanismus des Wiederanlegens der abgelösten Strömung und der lokalen Wirbelstrukturen im Nahbereich des Aktuatorschlitzes näher zu untersuchen. Die Interaktion zwischen dem gepulsten Wandstrahl des Aktuators und der abgelösten Scherschicht bei Variation des Ausblaswinkels soll beschrieben und die Wirkmechanismen voneinander abgegrenzt werden.

Lösungsweg:

Eine Möglichkeit den strömungsmechanischen Mechanismus des Aktuators näher zu untersuchen bietet der Einsatz eines zeitlich und örtlich hoch auflösenden Messverfahrens, wie z.B. der zeitaufgelösten Particle Image Velocimetry (TR-PIV). Dazu wurden umfangreiche Untersuchungen der Aktuatorik mittels eines TR-PIV Systems im Bereich des Aktuators an einem Halbdiffusor (Bild 1) durchgeführt. Der Öffnungswinkel des Halbdiffusors lässt sich beliebig einstellen und somit die Position der Ablösung auf der Klappe variieren. Zur aktiven Beeinflussung der abgelösten Strömung wurde gepulst Druckluft aus Schlitzen kurz vor der Ablöselinie ausgeblasen. Insgesamt sind drei verschiedene Ausblaswinkel (30° , 60° , 90°) untersucht worden. Zusätzlich zur Untersuchung des Strömungsfelds mit TR-PIV wurde die Druckverteilung entlang der Klappe und der stromab liegenden Bodenplatte aufgenommen. Aus der instationär aufgenommenen Druckinformation lässt sich die statische Druckerhöhung über den Diffusor und die Normalkraft auf die Klappe bestimmen.

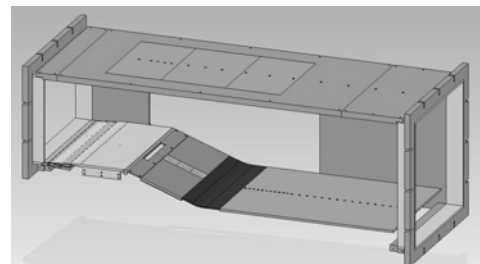


Bild 1: Messstrecke mit Halbdiffusor

Ergebnis:

Die Untersuchungen wurden bei einer Reynoldszahl bezogen auf die Klappentiefe von $Re_L=360000$ durchgeführt. Bei einem Klappenwinkel von $\alpha_K=23^\circ$ löst die Strömung im Bereich des Aktuatorschlitzes ab (Bild 2) und es bildet sich im zeitlichen Mittel ein Rezirkulationsgebiet aus. Die Strömungsbilösung lässt sich mit Hilfe der verwendeten Aktuatoren mit allen drei untersuchten Ausblaswinkeln verzögern und bei optimal gewählten Betriebsparametern der Aktuatorik sogar vollständig unterdrü-

cken. In Bild 3 ist ein Schnappschuss des Strömungsfelds im Nahbereich des Aktuatorschlitzes bei einem Ausblaswinkel von 90° dargestellt. Es bildet sich zu Beginn des Ausblaszyklus ein Primärwirbel aus, der sich stromab bewegt. Daraufhin bildet sich ein wandnaher Sekundärwirbel aus, der energie-reiches Fluid aus der Scherschicht zur Wand transportiert.

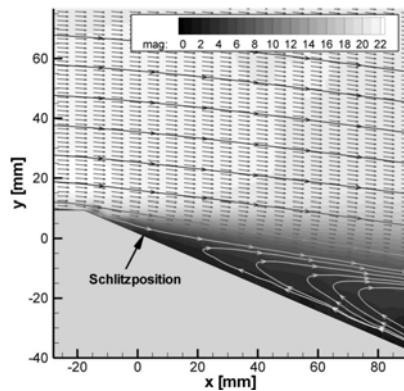


Bild 2: Zeitgemittelte PIV-Messung bei einem Klappenwinkel von 23°

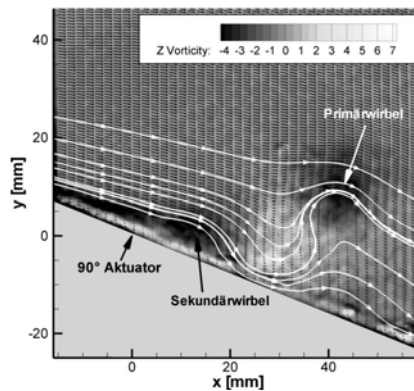


Bild 3: Schnappschuss des Strömungsfelds bei 9/15 der Aktuatorperiode ($f=100\text{Hz}$, $\text{DC}=50\%$)

Ergänzend zu den TR-PIV Messungen wurde der statische Druckrückgewinn Δc_p über den Halbdiffusor für die drei Ausblaswinkel und bei verschiedenen Aktuatoramplituden aufgenommen (Bild 4). Durch die aktive Beeinflussung wird das Ablösegebiet verkleinert und die Strömung wird somit effektiver über den Diffusor verzögert. In Bild 4 ist zu erkennen, dass bei kleinen Amplituden eine deutliche statische Druckerhöhung erreicht werden kann. Für die gewählten Aktuatorparameter ist ein Ausblaswinkel von 30° am effektivsten. Allerdings muss beachtet werden, dass für 90° nicht die optimale Frequenz eingesetzt wurde. Um die Rezeptivität der Strömung auf die Aktuatorik zu untersuchen, wurden Ein- und Abschaltvorgänge untersucht (Bild 5). Eine deutliche Zunahme der statischen Druckerhöhung konnte nach 5-8 Aktuatorperioden (60° Aktuator) beobachtet werden. Der Einkopplungsvorgang des Wandstrahls in die Strömung ist außerdem mit TR-PIV untersucht worden.

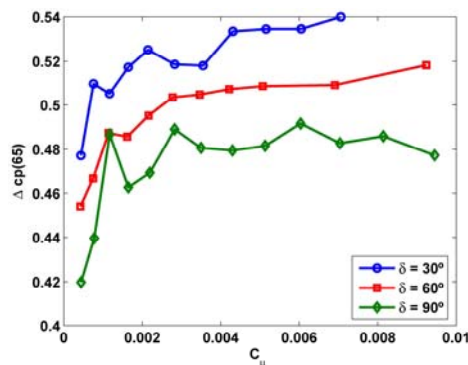


Bild 4: Statische Druckerhöhung über den Diffusor für verschiedene Ausblaswinkel und Amplituden ($f=120\text{Hz}$, $\text{DC}=50\%$)

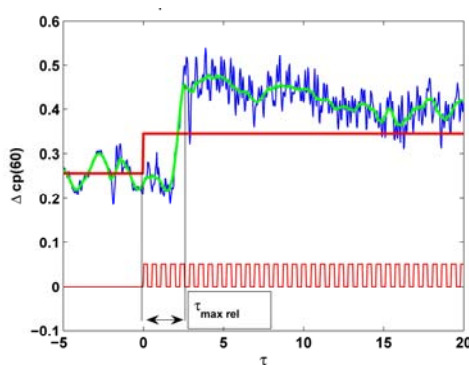


Bild 5: Einschaltvorgang der Aktuatorik bei einem Ausblaswinkel von 60°

Literatur:

- [1] Petz, R. & Nitsche, W.; King, R. (ed.): Designing Actuators for Active Separation Control Experiments on High-Lift Configurations Active Flow Control - NNFM Vol.95, Springer, 2007, Vol. 95, S. 69-84
- [2] Ortmanns, J.; Bitter, M. & Kähler, C.: Dynamic vortex structures for flow-control applications, Experiments in Fluids, 2008, Vol. 44, S. 397-408
- [3] Darabi, A. & Wygnanski, I.: Active management of naturally separated flow over a solid surface. Part 1. The forced reattachment process, Journal of Fluid Mechanics, 2004, Vol. 510, S. 105-129

weiteres Vorgehen:

Geeignete Bewertungsmethoden werden entwickelt, um die strömungsmechanischen Mechanismen der Aktuatorik zu beschreiben und die zeitabhängigen Strukturen zu quantifizieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Tobias Höll, Erik Wassen, Frank Thiele

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik,
Technische Universität Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Str. 8,
10623 Berlin

Telefon: 030 314 23146
Telefax: 030 314 25405
e-mail : tobias.hoell@cfcd.tu-berlin.de

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 557
Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen
der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: **Aktive Ablösekontrolle auf der Hinterkantenklappe einer
Hochauftriebskonfiguration mit segmentierter Beschlitzung.**

Ausgangssituation:

Die Hochauftriebssysteme moderner Passagierflugzeuge bestehen aus einem Vorflügel und einer oder mehrerer Hinterkantenklappen. Ihre Aufgabe ist es, während des Starts und der Landung die nötige Auftriebssteigerung zu erzielen. Da diese Systeme außerordentlich komplex, schwer und teuer sind, ist es das Ziel der Forschungstätigkeiten, diese zu vereinfachen und gleichzeitig eine Effektivitätssteigerung zu erreichen. Durch aktive Strömungskontrolle kann die Ablösung auf der Hinterkantenklappe verzögert werden. Numerische und experimentelle Untersuchungen haben gezeigt, dass dadurch die Effektivität von Hochauftriebskonfigurationen signifikant verbessert werden kann.

Ziel:

Die Beeinflussung der abgelösten Strömung auf der Hinterkantenklappe erfolgt durch harmonisches Ein- und Ausblasen. Ziel der Untersuchungen ist es zu zeigen, welchen Einfluss eine spannweiteige Segmentierung auf eine Hochauftriebskonfiguration hat. Spezieller Fokus liegt auf der Variation der spannweitigen Länge der Anregesegmente bzw. des Verhältnisses von Anregungssegment zu Wandstegen. Zusätzlich soll untersucht werden, welchen Einfluss die Anregeparameter Intensität, Frequenz, Ausblaswinkel und Phasenverschiebung der Aktuation bei den jeweiligen Segmentlängen haben.

Lösungsweg:

Das Modell für die numerischen Untersuchungen ist das SCCH (*Swept Constant-Chord Half Model*), eine generische Hochauftriebskonfiguration mit einem Pfeilungswinkel von 30° , konstanter Sehnenlänge, einem Vorflügel und einer Hinterkantenklappe. Um extensiven Rechenaufwand zu vermeiden, wird das Modell zunächst als spannweitig unendlicher Flügel mit periodischen Randbedingungen modelliert. Basierend auf den Erkenntnissen dieses vereinfachten Modells erfolgen für ausgewählte Fälle Untersuchungen an einem endlichen 3D-Flügel. Die numerische Untersuchung erfolgt auf Basis der instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (URANS). Die Anregung der Strömung erfolgt durch periodisches Einsaugen und Ausblasen und wird durch eine Einstromrandbedingung realisiert, die von der Zeit und vom Ort abhängt. Dadurch können mehrere Aktuatorsegmente in spannweiter Richtung modelliert werden, die sich durch unterschiedliche Anregeintensität und/oder -frequenz auszeichnen. Zudem kann eine zeitliche Phasenverschiebung der Aktuation realisiert werden. Der Winkel des oszillierenden Anregestroms relativ zur Oberfläche kann variiert werden.

Datum: 30. Juni 2010

STAB

Ergebnis und weiteres Vorgehen:

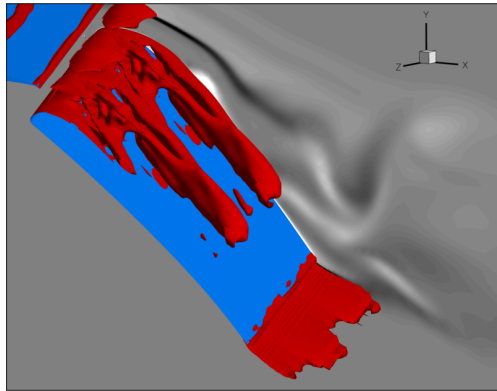
Im Vergleich zu einer Anregung mit einem spannweitig durchgehenden Schlitz wurden Untersuchungen mit zwei Anregungssegmenten unterschiedlicher spannweitischer Ausdehnung durchgeführt. Dabei zeigt sich, dass eine Anregung mit einem bestimmten Verhältnis von Anregungssegmentlänge zu Wandsteglänge Längswirbelstrukturen auf der Klappenoberseite erzeugt (siehe Abb. (a)). Diese führen zu einer signifikanten Auftriebssteigerung und zu einer Verringerung der Oszillationen im zeitlichen Verlauf des Auftriebsbeiwertes.

Basierend auf der Variation der Segmentlängen (siehe Abb. (b)) wurden die typischen Anregungsparameter (Intensität, Frequenz, Ausblaswinkel) variiert und deren Einfluss auf den Auftriebsgewinn untersucht. Für den spannweitig durchgehenden Schlitz wird mit Erhöhung des Impulsbeiwertes eine Sättigung im Auftriebsgewinn erreicht, wohingegen sich der Auftrieb für geeignete Längenverhältnisse bei Verwendung von zwei Anregungssegmenten weiter steigern lässt. Für die meisten Fälle liegt die beste dimensionslose Frequenz F^+ bei der doppelten Strouhal-Zahl der unangeregten Strömung. Für besonders kleine Segmentlängenverhältnisse (Fall 6) sind hingegen größere Frequenzen vorteilhaft.

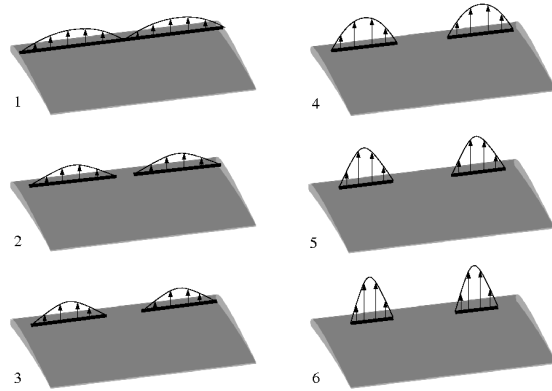
Bei Verwendung von periodischem Einsaugen und Ausblasen zeigt sich, dass der höchste Auftriebsgewinn für einen Ein- und Ausblaswinkel senkrecht zur Klappenoberfläche zu erreichen ist. Größere Winkel stören in der Ausblasphase die Anströmung zwischen Hauptelement und Hinterkantenklappe, kleinere Winkel sorgen für einen negativen Effekt in der Saugphase.

Eine weitere Steigerung des Auftriebs, speziell für das Längenverhältnis, das durch Fall 3 realisiert wird, lässt sich durch eine Phasenverschiebung der Segmente um 180° erreichen (gegenphasige Anregung). Dies führt für alle Fälle auch zu einer weiteren Verringerung der Oszillationen im zeitlichen Verlauf des Auftriebsbeiwertes.

Basierend auf diesen Erkenntnissen soll nun in zukünftigen Untersuchungen ein endlicher, schiebender Flügel anstatt des unendlichen Flügelsegmentes verwendet werden. Dies ermöglicht den Vergleich mit experimentellen Ergebnissen.



(a) λ_2 -Isoflächen der gemittelten Strömung, zeigt die Ausbildung von Längswirbeln.



(b) Übersicht über die Variationsfälle der segmentierten Anregung mit verschiedenen Segmentlängen.

Literatur:

- [1] T. HÖLL, B. GÜNTHER, E. WASSEN, F. THIELE: Numerical Investigation of Segmented Actuation Slots for Active Separation Control of a High-Lift Configuration. *AIAA-Paper 2009-887, Orlando, FL, USA, 2009*
- [2] T. HÖLL, E. WASSEN, F. THIELE: Active Separation Control on a High-Lift Configuration Using Segmented Actuation Slots. *AIAA-Paper 2010-4249, Chicago, IL, USA, 2010*
- [3] T. HÖLL, E. WASSEN, F. THIELE: Numerical Investigation of Spatially Distributed Actuation on a Three-Element High-Lift Configuration. In R. King, editor, *Active Flow Control II, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, vol. 108:pp. 109-123, Springer, 2010

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow control, Drag reduction, Laminar-Turbulent Transition

Ansprechpartner: PD Dr. J. Jovanović^{1,3}, Dr.-Ing. P. Lammers²,
Dr.-Ing. B. Frohnäpfel³, Prof. Dr.-Ing. A. Delgado¹

Institution: ¹Institute of Fluid Mechanics, University of Erlangen-Nürnberg
² CD-adapco, Nürnberg
³Center of Smart Interfaces, Technische Universität Darmstadt

Adresse: ¹Cauerstraße 4 **Telefon:** (09131) 85-29507
91058 Erlangen **Telefax:** (09131) 85-29503
 e-mail: jovan@lstm.uni-erlangen.de
²Nordost Park 3-5 **Telefon:** (09111) 94643-537
90411 Nürnberg **Telefax:** (0911) 94643-99
 e-mail: peter.lammers@de.cd-adapco.com
³Petersenstr. 32 **Telefon:** (06151) 16-6205
64287 Darmstadt **Telefax:** (06151) 16-6246
 e-mail: frohnäpfel@csi.tu-darmstadt.de

Topic:

Self-stabilization of wall-bounded flows induced by wall geometry

Introduction:

The ongoing research work is aimed at providing practical engineering solutions leading to a significant reduction in viscous drag for wall-bounded flows. The work tackles the central issue of contemporary research in flow control: persistence of the laminar regime in wall-bounded flows by self-flow control of turbulence by small secondary motions.

Objectives:

The aim is to contribute towards a *practical* understanding of viscous drag reduction. Numerical investigations are carried out for specially designed pipes of non-circular cross-sections in which a stable laminar regime is expected to be maintained by self-flow control of turbulence with the aid of small secondary motions.

Methodology:

A novel technique for self-flow control of turbulence is investigated numerically using direct numerical simulations with the aim of producing a flow configuration in which stable laminar flow is maintained under conditions which are met in technical practice. The novel technique is based on a design of the pipe cross-section capable of creating secondary motions which act to increase anisotropy and restructure fluctuations towards the special state where fluctuations must be entirely suppressed, leading to maintenance of stable laminar flow conditions as sketched in Figure 1. The desired form of the pipe cross-section has to create secondary flow which forces fluctuations to satisfy statistical (but not *spatial*) axisymmetry in the near-wall region with invariance under rotation about the axis aligned with the mean flow. Theoretical considerations show that kinematic constraints imposed by axisymmetry force disturbances

very close to the wall to tend towards the one-component state, and when disturbances reach this limiting state these must be entirely suppressed across the near-wall region. These deductions about the behavior of the disturbances close to the wall are well supported by all available data from direct numerical simulations and numerical experiments carried out with imposed boundary conditions [1],[2].

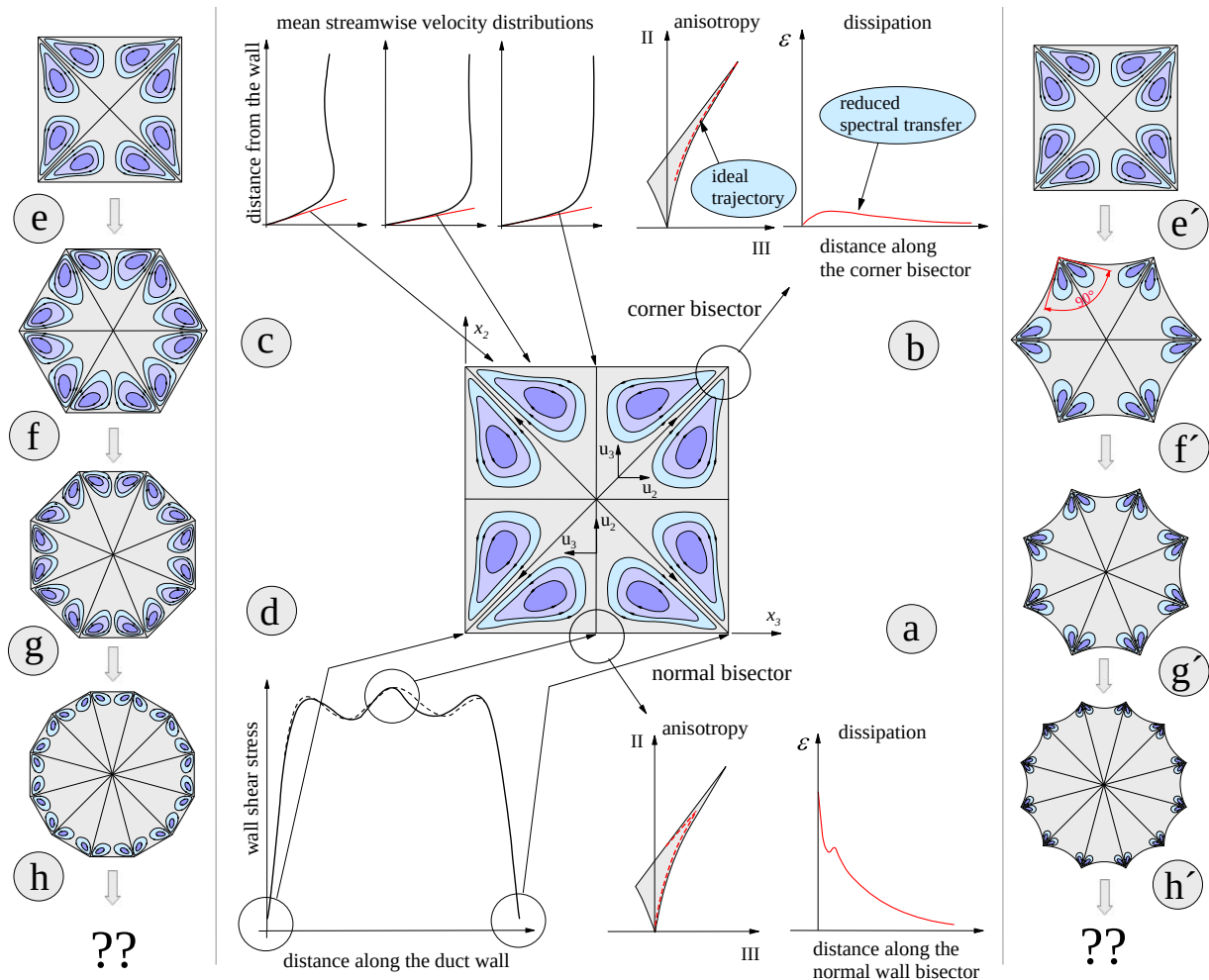


Figure 1: The structure of turbulence in a square duct flow (center) and in pipes of non-circular cross-sections (left and right). (a) Along wall-normal bisectors, the turbulence structure has the form common for wall-bounded flows. (b) Along corner bisectors, turbulence approaches the ideal trajectory in the anisotropy-invariant map [1], resulting in a significant reduction in the dissipation (ϵ) and spectral transfer with formation of quasi-deterministic highly elongated streaks induced by secondary motions. (c),(d) Close to corners, reduced spectral transfer results in a noticeable reduction in the wall shear stress. (e)-(h') Possible, polygonal or similar, flow configurations of pipe cross-sections with a finite number of corner bisectors: in such configurations, turbulence might be self-suppressed whenever secondary motions start to appear.

References:

- [1] Jovanović, J., Pashttrapanska, M., Frohnapfel, B. and Durst, F. 2006 On the mechanism responsible for turbulent drag reduction by dilute addition of high polymers: theory, experiments, simulations and predictions. *J. Fluids Eng.*, **128**, 118–130.
- [2] Frohnapfel, B., Lammers, P., Jovanović, J. and Durst, F. 2007 Interpretation of the mechanism associated with turbulent drag reduction in terms of anisotropy invariants. *J. Fluid Mech.* **577**, 457–466.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: J. Kriegseis¹, K. Barckmann², S. Grundmann², C. Tropea^{1,2}

Institution: ¹ Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
² Center of Smart Interfaces (CSI),
Technische Universität Darmstadt

Adresse: ¹ Flughafenstr. 19
64347 Griesheim

Telefon: 06151 – 16 6210
e-mail: kriegseis@sla.tu-darmstadt.de

² Petersenstr. 32
64287 Darmstadt

Telefon: 06151 – 16 6212
e-mail: grundmann@csi.tu-darmstadt.de

Thema:

Charakterisierung und Quantifizierung der Leistungsfähigkeit von DBD Plasma-Aktuatoren bei großen Strömungsgeschwindigkeiten

Ausgangssituation:

Strömungskontrolle mit Hilfe von DBD Plasma-Aktuatoren wurde bereits erfolgreich für eine Vielzahl verschiedener Strömungssituationen demonstriert [1]. Neben der großen Zahl an Forschungsgruppen, die Untersuchungen im Niedergeschwindigkeitsbereich durchführen, wächst auch die Anzahl der Veröffentlichungen zu Untersuchungen bei großen Reynolds-Zahlen Re und hohen Mach-Zahlen M (z.B. [2][3][4]).

Neben der strömungsmechanischen Beschreibung der physikalischen Vorgänge (z.B. durch Schub, Impulseintrag etc.) wird der zusätzlichen Beschreibung der elektrischen Kenngrößen (Spannung, Plasmafrequenz, el. Leistung) eine wachsende Bedeutung beigemessen.

Ziel:

Um das Stadium von Machbarkeitsstudien zu übersteigen, sind über die einfache Identifikation der oben angesprochenen charakteristischen Kenngrößen eine Quantifizierung dringend nötig und ein tieferer Einblick in die bisher vernachlässigte gegenseitige Beeinflussung der einzelnen involvierten Parameter wichtig. Von entscheidender Wichtigkeit ist es hierbei, auch den Einfluss der Strömung selbst auf den Plasma-Aktor zu untersuchen. Erst auf Basis derartiger Erkenntnisse und des Verhaltens einzelner Kenngrößen im zugrunde liegenden Parameterraum lassen sich belastbare Aussagen über Effektivität, Effizienz und Skalierbarkeit von Plasma-Aktuatoren als Werkzeug zur Strömungskontrolle treffen. Zusätzlich können die Grenzen der Anwendbarkeit von barriereentladungsbasierten Kontrollaktuatoren zur Strömungskontrolle abgeschätzt werden.

Lösungsweg:

Enloe et al. [5] haben erfolgreich den direkten Zusammenhang zwischen Lichtemission und Aktuatorleistung gezeigt. Daran anknüpfend konnten Kriegseis et al. [6] erfolgreich den Zusammenhang zwischen Fluktuationen der Lichtintensität und Fluktuationen des Strömungszustandes demonstrieren. Singh & Roy [7] haben Impedanzanpassung des elektrischen Schwingkreises als wichtige Maßnahme zur Optimierung der Plasma-Aktor-Effizienz betont. Pavon et. al. [3] berichten qualitativ von einem Leistungseinbruch der Aktuatoren bei hohen Geschwindigkeiten.

Aufbauend auf diesen Erkenntnissen haben Kriegseis et al. [8] eine neue Analyseverfahren entwickelt. Eine quantitative und simultane Analyse der Intensität der Entladungsvorgänge (relative Entladungsintensität G , Ausdehnung des Plasmavolumens Δx), der elektrischen Kenngrößen (Betriebsspannung V , kalte Aktuatorkapazität C_0 , effektive Aktuatorkapazität C_{eff} , umgesetzte el. Leistung P_A) und des erzeugten Schubs F des Wandstrahls in ruhender Luft wird hierdurch ermöglicht. Diese Methode wurde bereits erfolgreich von Barckmann et

al. [4] für kompressiblen Unterschall ($M = 0.42$) angewendet, um den Einfluss der Strömung selbst auf die Leistungsfähigkeit von DBD Plasma-Aktuatoren zu zeigen. Hierzu wurde in Windkanalexperimenten das Verhalten des Plasma-Aktuators zunächst in ruhender Luft vermessen, um danach das Experiment bei $M = 0.42$ für identische Einstellungen der elektrischen Parameter zu wiederholen.

Ergebnis:

In Tabelle 1 sind die Ergebnisse der Experimente zur Quantifizierung der Aktuatorleistungsfähigkeit für ruhende Luft ($M = 0$) und bei $M = 0.42$ gegenübergestellt. Erwartungsgemäß zeigen sowohl die angelegte Betriebsspannung V als auch die kalte Kapazität C_0 annähernd konstante Werte, da diese Größen von Entladungsvorgängen unabhängig sind. Im Gegensatz dazu zeigt sich eine Reduktion aller entladungsabhängigen Größen um 33% bei $M = 0.42$.

Ein Rückgang der Entladungsintensität G bewirkt einen starken Abfall der umgesetzten Leistung P_A am Aktuator. Da mit sinkender Leistung auch die räumliche Ausbreitung Δx des Plasmas auf dem Aktuator stark reduziert wird, ist zusätzlich eine Verringerung der effektiven Kapazität C_{eff} zu beobachten.

Tabelle 1: Einfluss der Mach-Zahl auf Entladungsvorgänge und elektrische Kenngrößen

M	V [kV]	P_A [W]	C_0 [pF]	C_{eff} [pF]	Δx [mm]	G
0	13.4	18.2	9.4	61.2	5.1	3.1
0.42	12.9	12.9	9.6	39.8	3.4	2.0

Offensichtlich wird die Leistungsfähigkeit von DBD Plasma-Aktuatoren bei hohen Mach-Zahlen signifikant von der Strömung beeinträchtigt. Um die Effektivität des Aktuators als Kontrollautorität zur Strömungskontrolle über große Geschwindigkeitsbereiche konstant halten zu können, muss eine Nachregelung der elektrischen Betriebsparameter gewährleistet werden. Zusätzlich wird aufgrund der herabgesetzten Kapazität des Aktuators die Impedanz des elektrischen Systems verändert. Dementsprechend muss eine optimale Impedanzanpassung des Schwingkreises das Geschwindigkeitsniveau der Versuchsanordnung berücksichtigen.

Literatur:

- [1] E. Moreau. *J. Phys. D: Appl. Phys.*, **2007**, 40:605-636
- [2] J. Poggie, C.P. Tilmann, P.M. Flick, J.S. Silkey, B.A. Osborne, G. Ervin, D. Maric, S. Mangalam, A. Mangalam. *AIAA* 2010-547
- [3] S. Pavon, J.-L. Drier, C. Hollenstein, P. Ott, P. Leyland. *J. Phys. D: Appl. Phys.*, **2007**, 40:1733-1741.
- [4] K. Barckmann, J. Kriegseis, S. Grundmann, C. Tropea. *AIAA* 2010-4258
- [5] C. L. Enloe, T. E. McLaughlin, R. D. VanDyken, K. D. Kachner, E. J. Jumper, T. C. Corke, M. Post, O. Haddad. *AIAA Journal*, **2004**, 42:595–604.
- [6] J. Kriegseis, T. Dehler, M. Pawlik, C. Tropea. *AIAA* 2009-1001
- [7] K.P. Singh, S. Roy. *Appl. Phys. Lett.*, **2007**, 91:081504
- [8] J. Kriegseis, B. Möller, S. Grundmann, C. Tropea. Interactions of Light Emission, Discharge Capacitance and Thrust Production on DBD Plasma Actuators. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, USA (submitted), 2011

Weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen werden sowohl bei niedrigeren Geschwindigkeiten $M \leq 0.1$ als auch in Mach-Zahl-Bereichen bis $M = 0.85$ wiederholt, um robuste Schlussfolgerungen ziehen zu können. Ein Online-Monitoring-System wird erarbeitet, um die (veränderlichen) Eigenschaften des Plasma-Aktuators während der Experimente zu dokumentieren bzw. eine Nachregelung der Parameter zu ermöglichen. Hierdurch kann der rückkoppelnde Einfluss der Strömung auf den Betriebszustand des Aktuators minimiert werden.

Die erarbeiteten Kenntnisse dienen als Grundlage zur verbesserten Modellbeschreibung des Plasma-Aktuators und der Kopplung in die Strömung.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Karsten Liesner, Dr.-Ing. Robert Meyer

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Adresse: Müller Breslau- Str. 8; 10623 Berlin

Telefon: 03031000615

Telefax: 03031000639

e-mail : karsten.liesner@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Aktive und passive Sekundärströmungs- Beeinflussung im Hochgeschwindigkeits-Verdichtergitter mit verschiedenen experimentellen Meßmethoden

Ausgangssituation:

Sekundärströmungen beherrschen das Verlustverhalten moderner Axialverdichter. Bis zu 65% der Verluste eines Verdichters gehen auf die Wirbel- und Ablösesysteme zurück. Die Sekundärströmung resultiert aus dem Druckgefälle zwischen Druck- und Saugseite einer Passage im Axialverdichter. Im Verdichtergitter-Windkanal werden diese anhand von Prinzipexperimenten nachgestellt. Die Beeinflussung der Sekundärströmung kann in diesem vereinfachten, zweidimensionalen Fall anschaulich und isoliert untersucht werden. Hierfür steht ein Gitterwindkanal mit einer Machzahl von $Ma=0,7$ zur Verfügung. Als Messtechnik kommt ein Totaldruckrechen im Nachlauf, 5-Loch Sonden und ein Stereo-PIV-System zum Einsatz. Außerdem werden Ölanstrichbilder erzeugt, die Strömung im Gitter zu visualisieren. Das verwendete Verdichterprofil ist ein NACA65-K48 aus einem Mitteldruckverdichter, mit einer Sehnenlänge von 40mm und einer Streckung von 1. Die Auslegungsmachzahl beträgt $Ma=0,67$ und die dazugehörige Reynoldszahl ist $Re=560.000$.

Ziel:

Das Ziel der Untersuchungen am Gitterwindkanal ist die Beeinflussung und Verringerung der Sekundärströmung. Hierbei soll sowohl der Totaldruckverlust des Gitters gesenkt werden als auch der Druckumsatz der Stufe erhöht. Dies geschieht durch Verringerung der Eckenablösung und Herausleiten des Passagenwirbels aus der Passage, ohne dass die Saugseite der Schaufeln von dem Wirbel getroffen wird. Die Abströmung aus dem Gitter soll nach Möglichkeit weniger dreidimensional verlaufen, um die Zuströmung einer nachfolgenden Stufe so gleichmässig wie möglich zu gestalten.

Lösungsweg:

Zur Beeinflussung der Sekundärströmung kommen sowohl aktive als auch passive Maßnahmen zum Einsatz.

Unter passiven Methoden versteht man solche, die nur die Energie der Strömung nutzen und geometrischer oder gestalterischer Natur sind. Als Beispiel seien hier Sweep Forward, Wirbelgeneratoren oder Grenzschichtzäune genannt. Ein im DFG Sonderforschungsbereich SFB557 entwickeltes und seitdem am Gitterwindkanal Berlin verbessertes Prinzip stellen die Querrillen im Gitter dar. Diese parallel zur Hauptströmung an der Seitenwand angebrachten dünnen Bleche sind in von Saug- zu Druckseite abfallender Höhe abgestuft (siehe Bild 1). Eine optimierte Form dieser Querrillen besteht aus 4 Rillen mit Höhen von 4 bis 1mm.

Aktive Maßnahmen sind solche, die Strömungsenergie von außen in das System oder aus dem System bringen. Hierzu zählen Einblasung und Absaugung. Am Gitterkanal wurden verschiedene Formen der Absaugung untersucht. Mit der Absaugung von Grenzschichtmaterial kann die Strömung der energiearmen Grenzschicht von Druck- zu Saugseite nahezu vollständig unterbunden werden.

Ergebnis:

Die Messungen mit den passiven Querrillen haben erstaunliche Verbesserungen im Totaldruckverlustbeiwert von 10% gebracht. Der Mechanismus dahinter ist, dass die Sekundärströmung, die beim Auftreffen auf die Profilsaugseite die enormen Eckenablösungen verursacht, effektiv daran gehindert wird an der Seitenwand bis zum Profil vorzudringen. Dies ist besonders deutlich auch in den angefertigten Ölanstrichbildern zu erkennen. Innerhalb der Kanäle zwischen den Querrillen ergibt sich ein stark verändertes Bild im Vergleich zur Referenzströmung. Anstelle der Sekundärströmung entlang der Wand entstehen in den Kanälen Längswirbel, die die Grenzschichtströmung energetisieren. Sie wird mithilfe der in den Querrillen entstehenden Längswirbel nach hinten aus der Passage befördert.

Bei den aktiven Maßnahmen stellten sich zwei Konzepte zur stationären Grenzschichtabsaugung als besonders wirksam heraus. Ein Konzept, bei welchem entlang der Ablöselinie der Sekundärströmung auf der Seitenwand die Grenzschicht kurz vorm Ablösen abgesaugt wird, bringt eine Reduzierung des Totaldruckverlustbeiwertes um 38%. Jedoch benötigt diese einen Absaugmassenstrom von 5% der Hauptströmung. Weniger Massenstrom verlangt das Konzept, das auf einem Design von R.E. Peacock basiert. Hier wird in der Ecke zwischen Saugseite des Profils und der Seitenwand abgesaugt. Der Massenstrom wird durch sehr enge Gestaltung des Schlitzes klein gehalten. Unter Absaugung von 2% des Hauptmassenstroms wurde eine Reduktion des Totaldruckverlustbeiwertes von 22% erzielt.

Die beschriebenen Untersuchungen wurden mit verschiedenen Methoden der Strömungsmesstechnik durchgeführt. So kann auf ein breites Spektrum an verschiedenen Messdaten wie 5-Loch-Sonden, Nachlaufrechen, Stereo-PIV sowie Ölanstrich-Visualisierung zurück gegriffen werden. Die Besonderheiten der einzelnen Untersuchungsmethoden werden herausgestellt.

Skizze/Diagramm/Bild

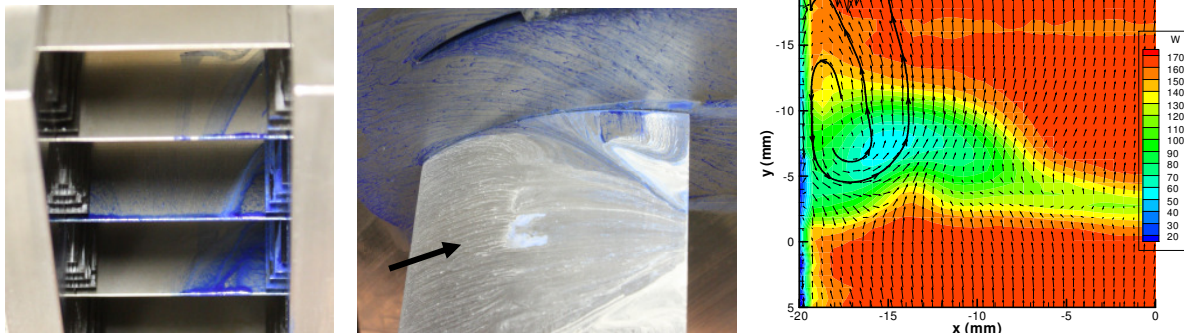


Bild: Abgestufte Querrillen in den Seitenwänden im Gitterkanal (links), Ölanstrichbild mit Eckenablösung auf der Verdichterschaufel (mitte), Nachlauf aus Stereo-PIV-Messung (rechts)

Literatur:

- [1] Peacock, R.E. *Boundary Layer suction to eliminate corner separation in cascades of airfoils*; NACA-RM-3663-1965
- [2] Liesner, K. and Meyer, R. *On the efficiency of Secondary Flow Suction in a Compressor Cascade*, Proceedings of ASME GT 2010
- [3] Meyer, R., Bechert, D.W. and Hage, W. *Secondary Flow Control on Compressor Blades to improve the performance of axial turbomachines*; 5th European Conference on Turbomachinery – Fluid dynamics and thermodynamics, Prague, 2007
- [4] Liesner, K. and Meyer, R. *Experimental setup for detailed secondary flow investigation by two-dimensional measurement of total pressure loss coefficients in compressor cascades*; VKI XIX Symposium on Measurement Techniques in Turbomachinery

weiteres Vorgehen:

Als weitere Maßnahmen werden in einem DFG-Projekt Optimierungen der Absaugschlitze und -Geometrien durchgeführt. Es soll eine Optimierung hinsichtlich des abgesaugten Massenstroms erfolgen. Dieser ist in den vorgestellten Untersuchungen in einem Bereich, der für die Implementierung in eine rotierende Maschine ungeeignet ist. Auch gänzlich neue Absaugeorte sollen betrachtet werden, damit eine Entstehung der Wirbelsysteme in der Passage verzögert bzw. ganz unterdrückt wird. Es sind verschiedene Konzepte in Vorbereitung, deren Wirksamkeit derzeit überprüft wird.

Datum: 10.06.2010

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: H. Lüdeke Tel. 0531/295-3315 heinrich.luedeke@dlr.de
A. Seitz Tel. 0531/295-2888 arne.seitz@dlr.de
V. Wartemann Tel. 0531/295-3362 viola.wartemann@dlr.de

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon 0531/295-3315
38108 Braunschweig Telefax 0531/295-2320

weitere Partner: M. Kruse

Thema: Direkte numerische Simulation von Tollmien Schlichting Wellen zur Unterstützung linearer Stabilitätsanalysen.

Ausgangssituation: Zur Transitionsvorhersage in laminaren Grenzschichten werden nach dem aktuellen Stand der Technik im Wesentlichen lokale sowie nichtlokale lineare Stabilitätsanalysen (LST) eingesetzt, da die Alternative einer direkten numerischen Simulation des gesamten Szenarios einen zu hohen Rechenaufwand erfordert. Diese Techniken sind verschiedenen Restriktionen unterworfen, unter Anderem sind sie in abgelösten Grenzschichten nur bedingt einsetzbar. Ein Verfahren zum Vergleich mit LST Ergebnissen, das Einblick in die physikalischen Verhältnisse des Transitionsszenarios erlaubt, ist daher wünschenswert [1].

Ziel: Vorgestellt werden grundlegende direkte numerische Simulationen von Tollmien-Schlichting Wellen in anliegenden Grenzschichten im Vergleich zu LST Ergebnissen. Langfristiges Ziel ist die Untersuchung solcher Instabilitäten, auch in lokal abgelösten Grenzschichten.

Lösungsweg: Da es sich bei Tollmien-Schlichting Wellen um zweidimensionale Instabilitäten handelt, lässt sich ihr Verhalten mit Hilfe einer zweidimensionalen, zeitlich und räumlich aufgelösten Simulation vorhersagen. Zu diesem Zweck wurde ein finite-differenzen Verfahren vierter Ordnung gewählt [1], um bei einer akzeptablen Netzpunktzahl eine hinreichende Auflösung der auftretenden Moden zu gewährleisten. Dieses Verfahren hat sich bei der Simulation von Mack-Moden in Überschallgrenzschichten gut bewährt [2].

Zum Beginn der Simulation wird ein Grenzschichtprofil über die zu untersuchende Wellenlänge der Störung vorgegeben. Dieses Profil wird mit Hilfe von Quelltermen in den Navier-Stokes Gleichungen konstant in Strömungsrichtung gehalten und im Rechenggebiet periodisch behandelt. im nächsten Schritt werden nun Moden der gegebenen Wellenlänge aufgebracht und deren Verhalten mit fortschreitender Zeit beobachtet.

Ergebnis: Zur Validierung des Verfahrens wurden Grenzschichtprofile mit gegebenen Anströmbedingungen aus Arbeiten von A. Seitz [3] zu TS-Wellen verwendet, für die sowohl Freiflugexperimente als auch zeitliche LST-Ergebnisse vorliegen. Zu Beginn der Simulation wurde eine stark angefachte Mode zu diesem Profil ausgewählt und deren Wachstumsrate erfolgreich mit den vorliegenden Ergebnissen, sowie räumlichen LST Analysen mit dem DLR-Code NOLOT [4] verglichen (Bild 1). Letztere wurden mit Hilfe der so genannten Gaster-Transformation in zeitliche Wachstumsraten umgerechnet. Für alle untersuchten Fälle konnte eine gute Übereinstimmung erzielt werden. Auch der Beginn nichtlinearen Verhaltens ließ sich auf diese Weise bestimmen.

Weiteres Vorgehen: Ein interessantes Einsatzgebiet für das vorgestellte Verfahren ist die Untersuchung von Instabilitäten beim Durchgang durch Rückströmgebiete. In diesen Bereichen zeigen LST Verfahren Defizite in den theoretischen Grundlagen und lassen sich durch DNS-Simulationen unterstützend validieren.

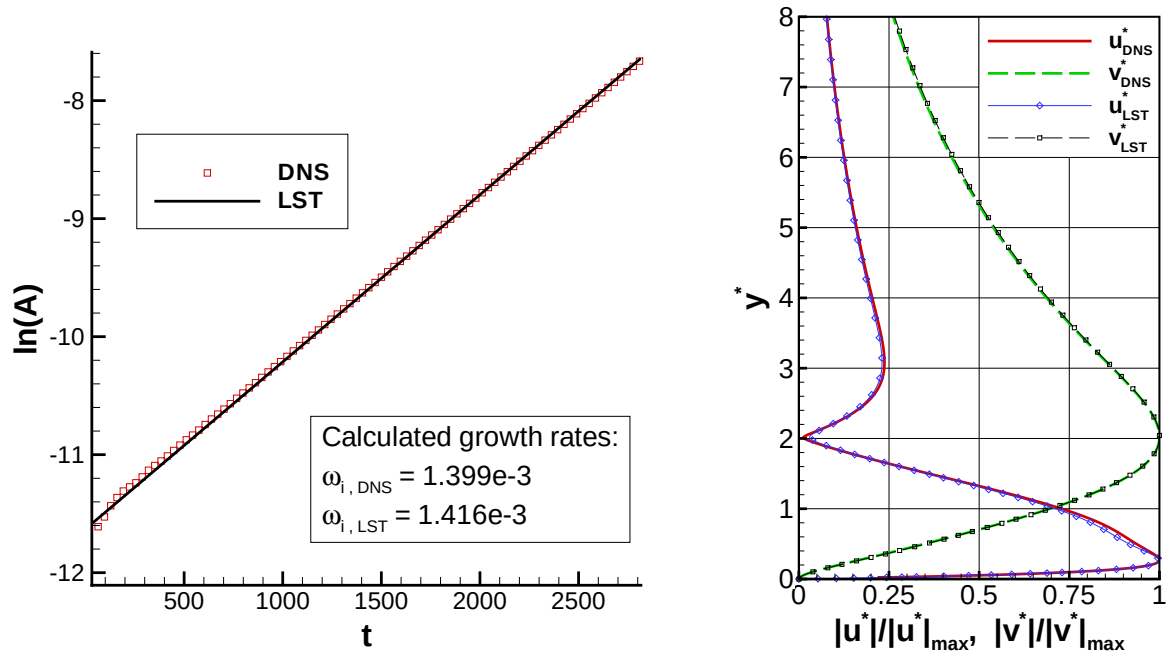


Bild 1: Vergleich von DNS und LST Ergebnissen eines Grenzschichtprofils bei $M = 0.204$, $Re_{\delta^*} = 2900$, angefachteste Mode, räumliche LST Ergebnisse nach Gaster-Transformation. Links: Vergleich der Wachstumsraten, Rechts: Vergleich der Eigenformen.

Literatur:

- [1] Enk, S. 2007 Ein Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES. DLR IB-124-2007/8, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, Germany.
- [2] Sandham, N.D., Lüdeke, H. 2009 A numerical study of Mach 6 boundary layer stabilization by means of a porous surface. AIAA Journal 47, pp 2243-2252, 2009.
- [3] Seitz, A. 2007 Freiflug-Experimente zum Übergang laminar-turbulent in einer Tragflügelgrenzschicht. Dissertation TU-Braunschweig, 2007, veröffentlicht als DLR-Forschungsbericht FB-2007-01.
- [4] Hein, S., Stolte, A. and Dallmann, U.C. 1999 Identification and analysis of nonlinear transition scenarios using NOLOT/PSE. Z. Angew. Math. 79, 109, 1999.

Datum: 22. Juni 2010

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: D.Marinc, H.Foysi

Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen

Telefon: 0241-80-90396

Telefax: 0241-80-92257

e-mail :danielm@aia.rwth-aachen.de

Thema: Optimal Control of a 2D- and 3D-plane-jet using adjoint method

Ausgangssituation:

Since the first days in the field of aeroacoustics much attention has been given to the problem of noise reduction. Although during the last decades sources responsible for the generation of acoustics have been identified [HO03], there is still a lack of satisfying simple models for the control/reduction of sound.

There have been many attempts to reduce noise with the predictions of simplified models or educated guessing (trial and error). Another way in understanding the mechanisms for noise-control, which became popular lately, is to find the optimal control strategy directly, by an iterative approach. This can be done using a variational approach which results in the so called adjoint equations. With these adjoint equations it is possible to calculate the gradient of a pre-defined cost functional.

Recently, there have been several successful attempts for optimal boundary control [BM01,CJ04], optimal noise control [WF09,SA08,BS09] and others. However, because of the expensive iterative optimization procedure most of these computations were done in two dimensions only. As there are crucial differences between turbulence and acoustics in two and three dimensions, a three dimensional optimal noise control is an important next step.

Ziel:

The goal is the optimal control of a two and a three dimensional turbulent plane jet over an finite time-interval along a line $20d$ from the jet centerline, where the reference length d is the jet slot width at the inflow. The jet is controlled by heating/cooling in the shearlayers of the jet near the inflow.

Lösungsweg:

The code operates on a cartesian grid with grid-stretching in the non-periodic stream- and shear-directions. The spatial derivatives are calculated with a 4th-order optimized DRP (dispersion-relation-preserving) central difference scheme [JO04] and the time advancement is achieved with a 4th-order LD-DRK (low dissipation low dispersion Runge-Kutta) scheme [HH96]. To avoid reflections at the boundaries non-reflecting boundary-conditions along with sponge-regions are used. See [FM10] for a more detailed description of the numerics.

The computational domain has an extension of $30d \times 10d \times 40d$ in streamwise, spanwise and shear direction. With this domain extensions the sound in the near-farfield can be calculated and controlled directly. The Mach-number at the nozzle exit is 0.9 and the Reynolds-number is $Re = \frac{\rho_{jet} u_{jet} d}{\mu_{jet}} = 2000$, based on the inlet jet velocity, density, viscosity and slot width d .

The gradient of the cost-functional (integral over pressure fluctuations in the near-farfield) with respect to the control is obtained with the solution of the adjoint-equations [GU03,BM01,WF09] of the full compressible Navier-Stokes-Equations. This gradient information is used in a conjugate-gradient optimization routine with Brent's line minimization [PT07].

Ergebnis:

Figure 1 and 2 show instantaneous passive scalar contours of the two and three dimensional jets. The passive scalar transport equation was solved simultaneously with the flow equations.

Figure 3 illustrates the evolution of the adjoint solution: the adjoint field is perturbed in the farfield, where the sound should be minimal. These perturbations produce “adjoint sound waves”, which interact with the jet. The right picture in figure 3 indicates a high sensitivity at the jet inflow, where control is thus applied. The adjoint solution will be used for optimization in the near future and detailed results will be presented at the conference.

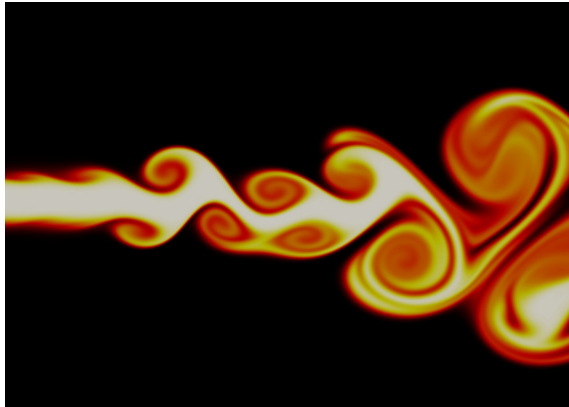


Figure 1: Illustration of a 2D jet



Figure 2: Illustration of a 3D jet

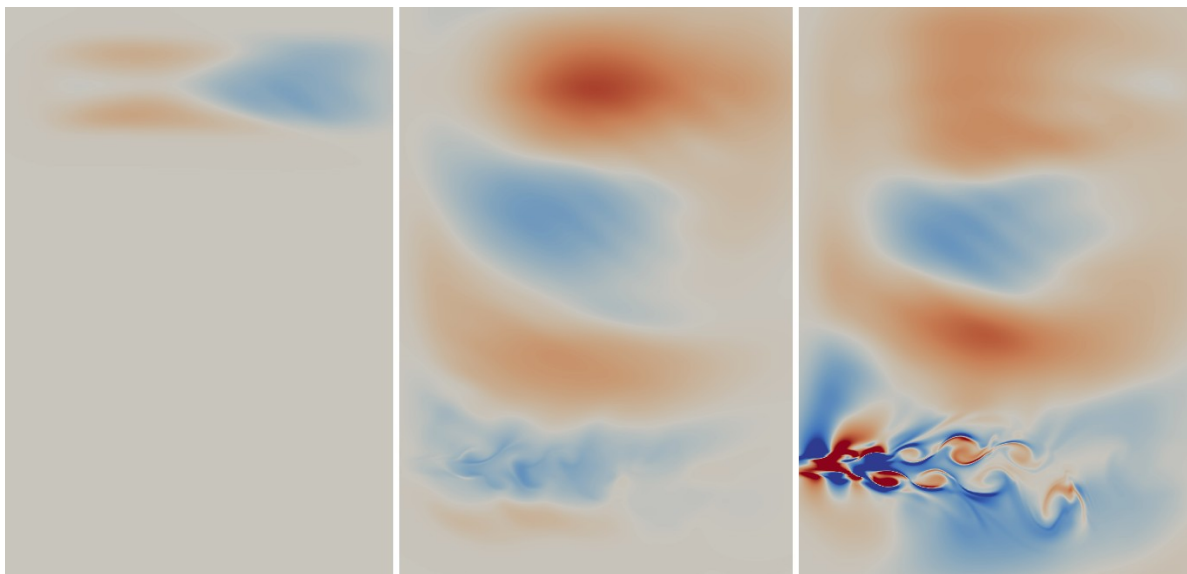


Figure 3: Evolution of the adjoint solution of a 2D jet

Literatur:

- [HO03] Howe, Cambridge University Press Theory of Vortex Sound
- [BM01] Bewley, Moin et al., J. Fluid Mech. Vol. 447 (2001)
- [CJ04] Collis, Joslin et al., Progress in Aerospace Sciences Vol. 40 (2004)
- [WF09] Wei and Freund, J. Fluid Mech. Vol. 546 (2009)
- [SA08] Spagnoli and Airiau, Computers & Fluids Vol. 37 (2008)
- [BS09] Babucke, Spagnoli et al., Notes on Num. Fluid Mech. Vol. 104 (2009)
- [HH96] Hu, Hussaini et al., J. of Comp. Phys. Vol. 124 (1996)
- [JO04] Johansson, Tech. Rep. 2004-036 (2004)
- [FM10] Foysi, Mellado et al., Int. J. Heat Fluid Flow
doi:10.1016/j.ijheatfluidflow.2009.12.001 (2010)
- [PT07] Press, Teukolsky et al., Cambridge University Press Numerical Recipes
- [GU03] Gunzburger, Siam Perspectives in Flow Control and Optimization

weiteres Vorgehen:

As the direct computation of the acoustic farfield is quite expensive a next step is to try to extend the concept of acoustic analogy used for the Navier-Stokes equations to the adjoint equations. Furthermore, comparisons between the DNS calculations presented here and large-eddy simulation for the same configuration are planned.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Andreas Pätzold, Inken Peltzer, Wolfgang Nitsche
Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt
Adresse: Sekr. F2, Marchstr. 12 Telefon: +49(0)30 314 21311
10587 Berlin Telefax: +49(0)30 314 22955
e-mail: Andreas.Paetzold@tu-berlin.de

weitere Partner: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Uni Stuttgart
Institut für Prozess und Verfahrenstechnik, TU Berlin
Institut für Mikrosystemtechnik, Uni Freiburg

Thema: **Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten an einem 2D-Profil durch flächige Wandaktuation**

Ausgangssituation:

Basis für diese Untersuchungen waren Experimente zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting (TS) Instabilitäten an einem 2D-Flügel mit einem singulären und lokal begrenzten Sensor-Aktuator-System, bei dem Dämpfungsraten der lokalen TS-Amplitude von bis zu 96% zuverlässig erzielt werden konnten [1]. In der hier vorgestellten Arbeit soll das Prinzip der aktiven Wellendämpfung (AWC) erweitert werden. Nach dem Vorbild der widerstandsminimierenden, visko-elastischen Hauteigenschaften von Delfinen soll die bisher lokal begrenzte AWC auf eine flächige ‚aktive Wand‘ ausgedehnt werden.

Für die flächige Dämpfung der TS-Wellen wurde im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms „Strömungsbeeinflussung in Natur und Technik“ ein kompakter Membranaktuator entwickelt, mit dem in der Grenzschicht eine Wanderwelle erzeugt werden kann.

Ziel:

Das Ziel der beschriebenen Experimente ist die Entwicklung eines Regelsystems zur flächigen Dämpfung von TS-Wellen mit Hilfe eines aktiv ausgelenkten Wandsegments.

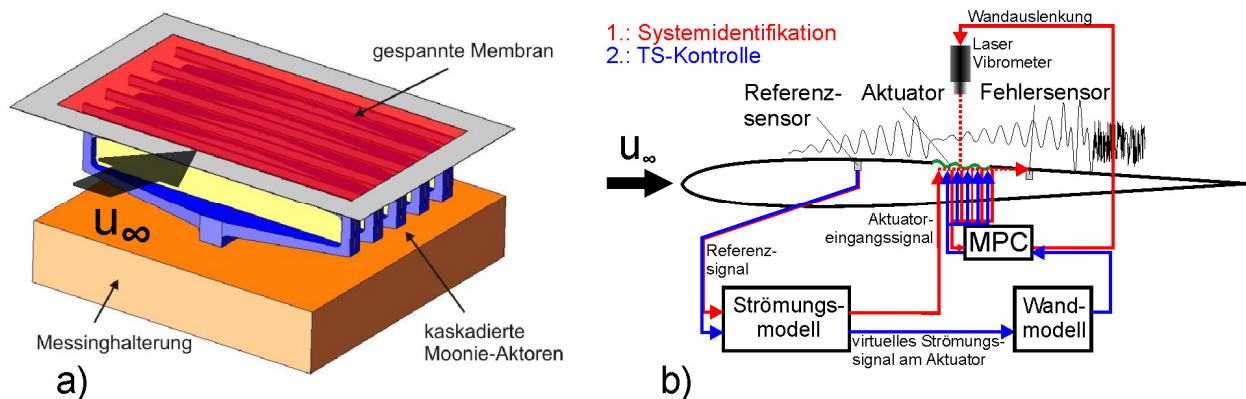


Bild 1: Prinzip der ‚aktiven nachgiebigen Wand‘

a) Kaskade von fünf Moonie-Aktuatoren, b) Modell der Regelung der Wandauslenkung

Lösungsweg:

Für die Experimente zur flächigen AWC wurde ein Wanderwellenaktuator (Bild 1a) entwickelt. Dieser kompakte Aktuator besteht aus 5 im Abstand von 5mm in Strömungsrichtung hintereinander angeordneten sog. Moonie-Aktuatoren. Über je einen Stößel werden die Einzelschwingungen auf eine gemeinsame oberflächenbündige Membran übertragen. Jeder Moonie-Aktuator wurde über einen Digitalen Signalprozessor (DSP) separat angesteuert. Vor bzw. hinter dieser ‚aktiven Wand‘ sind Oberflächensensoren angeordnet, um detaillierte Informationen über das Ergebnis der Strömungskontrolle zu erhalten. Abbildung 2a) zeigt das in die Flügeloberfläche integrierte Sensor-Aktuator-System.

STAB

Neben dem neuartigen Wanderwellenaktuator erfordert die flächige AWC auch einen eigenen Ansatz zur Regelung. Abb. 1b) illustriert, dass hierfür zunächst die räumliche Entwicklung der TS-Instabilitäten (Strömungsmodell) sowie das Übertragungsverhalten der Aktuatoren (MPC) durch eine Systemidentifikation bestimmt werden müssen. Im zweiten Schritt erfolgt die eigentliche TS-Kontrolle, wobei die gewünschte Auslenkung der Wand als Reaktion auf den lokalen Strömungszustand (Wandparameter) manuell angepasst werden kann. Die Experimente wurden bei 25 m/s Anströmgeschwindigkeit durchgeführt ($Re_x \sim 0.7 \cdot 10^6$).

Ergebnis:

Bild 2b) zeigt die Anfachungsverläufe der Oberflächensensoren und einer stromab traversierten Einzelheizdrahtsonde im Fall der natürlichen Trtansition (Aktuator aus) bzw. bei flächiger Dämpfung (Aktuator an). Die Amplituden der TS-Instabilitäten konnten stromab der ‚aktiven Wand‘ um 80% reduziert werden. Daraus resultiert eine Verzögerung der Transition um ca. 80mm, was einer relativen Profiltiefe von 6,2% auf dem Versuchsflügel entspricht.

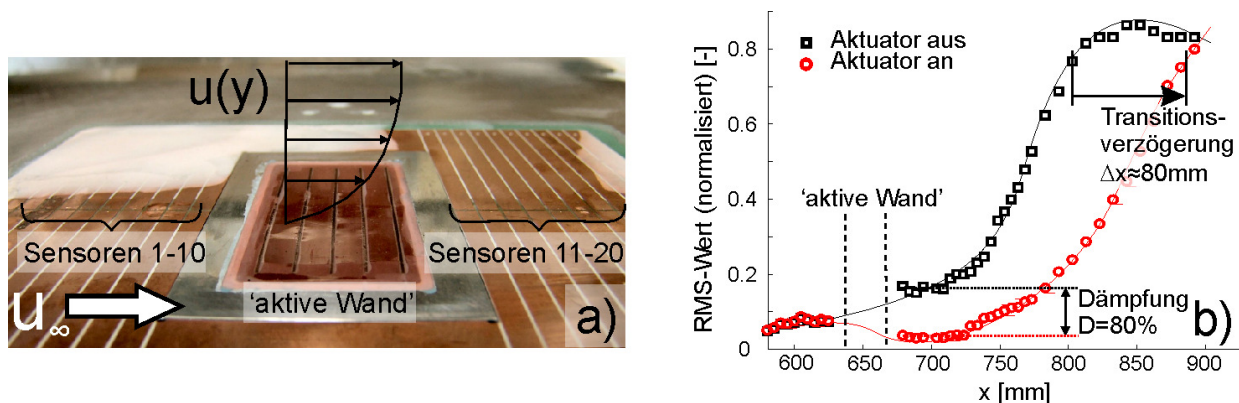


Bild 2: a) Sensor-Aktuator-System für flächige TS-Kontrolle, b) Anfachungsverlauf mit bzw. ohne flächige Dämpfung ($u_\infty = 25 \text{ m/s}$)

Die Abbildungen 3a) und 3b) zeigen Ergebnisse der Strömungsfelduntersuchung stromab der ‚aktiven Wand‘ für den Fall ohne bzw. mit aktiver TS-Kontrolle. Exemplarisch sind die Geschwindigkeitsfluktuationen u'_{RMS} bei ausgeschalteter und eingeschalteter flächiger Dämpfung dargestellt. Deutlich sichtbar ist der Rückgang des Turbulenzgrades nach dem Einschalten der TS-Kontrolle auch an den Turbulenzprofilen (Abb. 3c). Weitere Experimente mit einem 3D-fähigen Wandfeld zur Kontrolle schräglaufer TS-Wellen sind geplant.

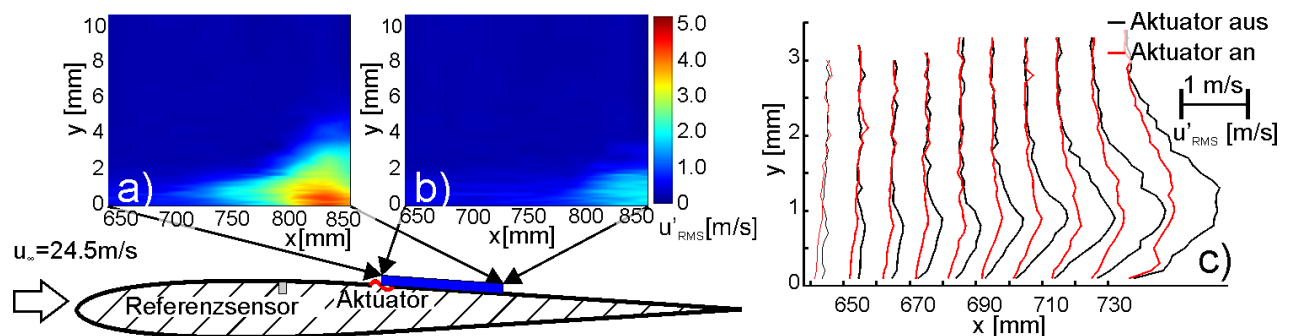


Bild 3: Geschwindigkeitsfluktuationen in der Grenzschicht, a) ohne AWC (natürliche Transition), b) mit AWC, c) Turbulenzprofile

Literatur:

- [1] Sturzebecher, D. and Nitsche, W. (2003), Active Cancellation of Tollmien-Schlichting Instabilities on a Wing Using Multi-Channel Sensor Actuator Systems, Int. Jour. of Heat and Fluid Flow, Vol. 24, pp. 572-583.
- [2] Haller, D., Hempel, J., Pätzold, A., Losse, N., Peltzer, I., Nitsche, W., King, R., Woias, P.: "A Piezo-Actuated Closed Loop MEMS System for Active Delay of Transition." In: Digest Technical Papers Transducers'09 Conference, Denver, USA, 2009, S. 1533-1536

Datum: 15.07.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: X. Riedl¹, J. Leuckert², M. Engert², W. Kupke¹, R. Wagner¹, W. Nitsche², A. Abbas³, K. Bauer¹

Institution: ¹EADS Deutschland GmbH, Innovation Works

Adresse: Willy-Messerschmitt-Str., 81663 München

Telefon: 08960720216

Telefax: 08960724001

e-mail: karin.bauer@eads.net
xaver.riedl@web.de

weitere Partner:

²Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin

³Airbus Spanien

Thema:

Transitionsmessung mit mikrostrukturierten Heißfilmsensoren auf einem Laminarflügel

Ausgangssituation:

Im Hinblick auf das weiter steigende Passagieraufkommen ist es von großer Bedeutung, den Treibstoffverbrauch von Verkehrsflugzeugen zu senken und damit auch die Umweltbelastungen zu reduzieren. Um dies zu erreichen, muss der Reibungswiderstand deutlich reduziert werden [5]. Diese Ziele wurden in der ACARE Vision 2020 festgelegt [1]. Die Reduzierung des Reibungswiderstands kann durch Laminarhaltung der Strömung, z. B. durch gezielte Beeinflussung der Transition, erfolgen

Ziel:

Für die experimentelle Untersuchung der Transition sind geeigneten Sensoren von großer Bedeutung. Speziell für die aktive Strömungsbeeinflussung ist es notwendig, Instabilitäten in ihrem frühen Anfachungsstadium detektieren zu können [2]. Es soll ein Sensorsystem entwickelt werden, das ohne vorherige Modifikationen leicht in ein bestehendes Modell integriert werden kann.

Lösungsweg:

Mikrotechnisch gefertigte Sensoren garantieren die hohe räumliche und zeitliche Auflösung zur Charakterisierung der Transition [3]. Oberflächenbündige Heißfilmsensoren eignen sich aufgrund der hohen Empfindlichkeit und Frequenzauflösung besonders zur Messung kleinster Instabilitäten wie Tollmien-Schlichting (TS) Wellen.

Daher wurde ein Heißfilmsensorarray, bestehend aus 48 Einzelsensoren, auf einem dünnen flexiblen Substrat entwickelt. Das Sensorarray kann daher leicht auf gekrümmte Oberflächen wie Flügelmodelle ohne zusätzliche Bearbeitung aufgebracht werden. Um eine glatte Oberfläche zu garantieren, verlaufen die elektrischen Anschlüsse auf der Rückseite des Substratmaterials. Zur Verbindung der Sensoren mit dem Messsystem wurden spezielle flexible Leiterbahnen entwickelt. Das Messsystem beinhaltet 32 Kanäle, die simultan mit einer Abtastrate von 90 kHz aufgezeichnet werden können. Das Sensorarray wurde im Hinblick auf Empfindlichkeit und Robustheit optimiert und bereits in ersten Windkanalversuchen validiert [4]

In einem weiteren Windkanalexperiment am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin wurde das Heißfilmsensorarray auf einem Laminarflügel bis zu Strömungsgeschwindigkeiten von $Ma = 0,82$ getestet.

Ergebnis:

In diesem Windkanalversuch konnte die Transition eindeutig in den Zeitsignalen und Spektren der Sensorsignale nachgewiesen werden. Tollmien-Schlichting Instabilitäten mit Frequenzen über 30 kHz konnten in den Messsignalen identifiziert werden. Abb. 1 zeigt die Spektren der Sensorsignale an einer festen Position ($x/c = 0,385$) für Anströmgeschwindigkeiten von $Ma = 0,35$ bis $0,60$ bei einem Anstellwinkel von $1,5^\circ$.

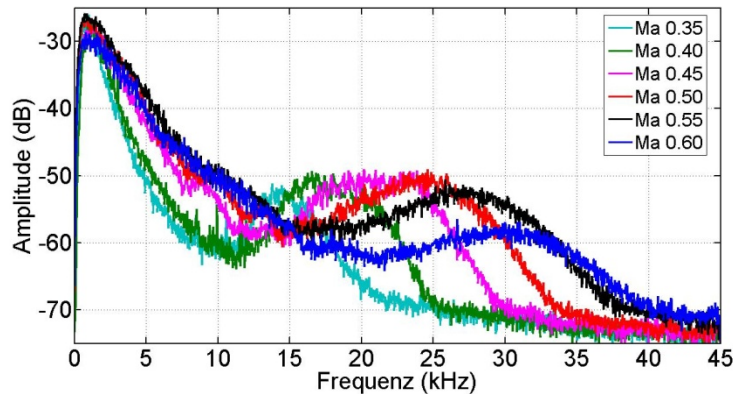


Abb. 1 Variation der Mach-Zahl, $x/c = 0,385$, $\alpha = 1,5^\circ$

Die typischen Wellenpakete der TS Instabilitäten sind bereits im Zeitsignal zu erkennen, aber besonders deutlich zeigen sich die angeregten Frequenzbereiche im Spektrum des Signals (vgl. Abb. 2)

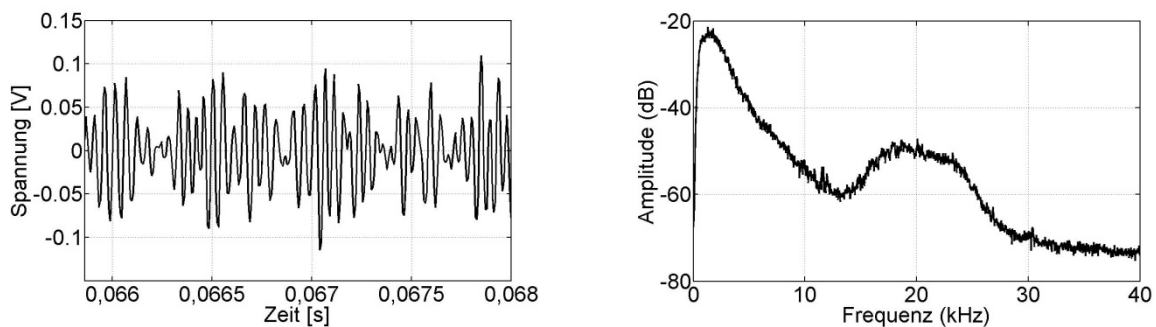


Abb. 2 Zeitsignal (links) und Spektrum (rechts) von TS Instabilitäten, $Ma = 0,45$, $\alpha = 1,5^\circ$

Literatur:

- [1] ACARE. Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, European Aeronautics: A Vision for 2020, <http://www.acare4europe.org/docs/Vision%202020.pdf>, 2001.
- [2] M. Engert, A. Pätzold, R. Becker, W. Nitsche: Active Cancellation of Tollmien-Schlichting Instabilities in Compressible Flows Using Closed-Loop Control, IUTAM Symposium on Flow Control and MEMS, 2006, Imperial College London.
- [3] M. Gad-el-Hak: Flow Control – Passive, Active, and Reactive Flow Management, Cambridge University Press, 2000.
- [4] X. Riedl, W. Kupke, R. Wagner, K. Bauer, M. Engert, W. Nitsche, A. Abbas, Microstructured Hot Film Sensor Array on Flexible Support for Transition Measurement, In: CEAS/KATnet II Conference on Key Aerodynamic Technologies, Bremen, 2009.
- [5] J. P. Robert: Drag reduction: An industrial challenge, AGARD R-786, Special Course on Skin Friction Drag Reduction, 1992.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Andreas Schröder, Daniel Schanz, Benjamin Heine, Dirk Michaelis*

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Göttingen
*LaVision, Göttingen

Adresse: DLR, AS-EV, Göttingen

Telefon: +49 551-709 2190

Telefax: +49 551-709 2830

e-mail: andreas.schroeder@dlr.de

**Thema: Untersuchung transitioneller Strömungsstrukturen hinter einer rückwärtsge-
wandten Stufe mittels 2C- und hochaufgelöster 3D-3C- Tomo- PIV**

Ausgangssituation: Eine experimentelle Untersuchung des Transitionsvorgangs der Scherschicht hinter einer rückwärtsgewandten Stufe (Backward Facing Step) bei niedrigen Reynoldszahlen mit anschließendem Wiederanlegen der Strömung kann viel zum Verständnis von kritischen Strömungssituationen beitragen, die wesentlich durch die transitionelle Entwicklung einer laminaren Ablöseblase wie z.B. in der Flügelaerodynamik beeinflusst sind. Zudem fehlen numerischen Verfahren in der aerodynamischen Simulation verlässliche Felddaten aus Experimenten mit einfacher Geometrie, die der Validierung von neuen Transitionsmodellen oder entwickelteren Codes (LES, DES, DNS) dienen können. Die Strömungsentwicklung hinter einer rückwärtsgewandten Stufe ist zunächst von der Formierung von 2D-Wellen aus der Kelvin-Helmholtz-Instabilität und dann von dreidimensionalen wirbelbehafteten Strukturen unterschiedlicher Skalen bestimmt, deren topologische Untersuchung über die scherschichtnormalen Austauschmechanismen des Fluids Auskunft geben kann, die schliesslich zum späteren Wiederanlegen der Strömung führen [1]. Im nicht-linearen Bereich der Transition ist es dabei allerdings nötig, die oben genannten großen wellenartigen Schwankungen, die aus dem frühen Transitionsprozeß stammen, als auch kleinere Strukturen mit großen Geschwindigkeitsgradienten in allen Raumrichtungen gleichzeitig momentan und dreidimensional aufzulösen. Tomo-PIV ist hierbei das Mittel der Wahl [2].

Ziel: Bestimmung von räumlich hoch-aufgelösten, momentanen Geschwindigkeitsvektorfeldern (2C) und 3D-3C-Vektorvolumen in der Scherschichtströmung hinter einer rückwärtsgewandten Stufe bei Reynoldszahlen zwischen 1300 und 3100 bezogen auf die Stufenhöhe mit Hilfe der standard und tomographischen PIV Technik, um Datensätze für die Analyse der transitionellen Strömungsstrukturen zu erstellen.

Lösungsweg: Im 1m-Kanal des DLR Göttingen wurde eine rückwärtsgewandte Stufe mit einer 2D-Geometrie wie in Abb. 1 auf einer ebenen Glassplatte mit elliptischer Vorderkante in der offenen Messstrecke eingebaut. Mit einem Lichtschnitt normal zur Platte und in Strömungsrichtung wurden mit einem 2C-PIV System mit mehreren Kameras die Mittelwerte, RMS-Werte und die Wiederanlegepunkte für die verschiedenen o.g. Reynoldszahlen bestimmt. Parallel dazu wurde ein tomographisches PIV Experiment mit vier hochauflösenden CCD- Kameras in tetraedrischer Beobachtungsgeometrie, einem Nd:YAG Doppellaser von *BigSky* mit ~400 mJ Pulsleistung und einer speziellen Volumenlichtschnittoptik implementiert. Der elliptisch aufgeweitete und kollimierte Laserstrahl wurde mit einem Passe-partout rechteckig auf 70 x 8 mm² beschränkt und 10 mm stromab der Stufe ab 0,5 mm über der Platte spannungweitig über einen Spiegel in-sich zurückreflektiert. Die Strömung wurde mit DEHS-Seeding mit ~1 µm Durchmesser geimpft. Das in dem Messvolumen an den Partikeln gestreute Laserlicht wurde gleichzeitig mit vier *Imager pro LX 16M* Kameras mit 4904 x 3280 Pixel, insgesamt je 16,1 Megapixel, mit 105 mm *Nikon*- Objektiven und der Blende $f_{\#} = 11$ aufgenommen.

STAB

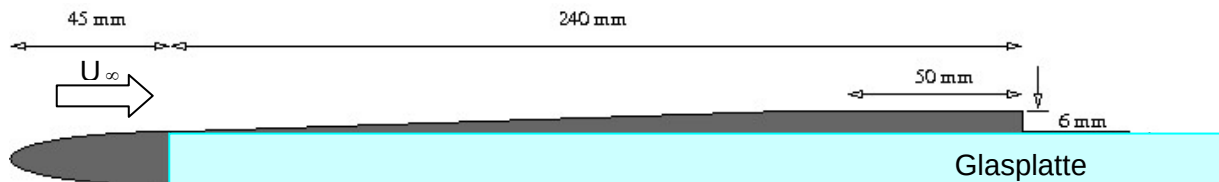


Abb. 1: Geometrie der rückwärtsgewandten 2D-Stufe mit flacher Rampe und $d = 6$ mm Höhe

Die 3D- Partikelintensitätsverteilungen wurden aus den vier Kamerabildern mittels des tomografischen MART Algorithmus [3] von DaVis7.3 in einem $73 \times 100 \times 8$ mm³ großen Volumen mit $2889 \times 3700 \times 286$ voxel diskret rekonstruiert, entsprechend 11,5 GB pro Realisierung. Mit Volumen-Selbstkalibrierung wurde die Genauigkeit und Verlässlichkeit der Partikelbild-Rekonstruktion erhöht, bevor mit einem Volumen-Kreuzkorrelationsverfahren mit Multi-Grid und Volumendeformation die Geschwindigkeitsvektoren berechnet werden konnten. Abb. 2 zeigt ein Ergebnis eines der Vektorfelder, das mit einer Auflösung von knapp 1,1 komplett unabhängigen Vektoren pro mm³ (bei 75 % Überlappung der lokalen Auswertevolumina insgesamt mehr als 3,5 Millionen Vektoren pro momentane Einzelmessung) realisiert werden konnte. Zur Charakterisierung der transitionellen Strömungsstrukturen können anschließend u.a. 3D- Wirbelstärke und „swirl strength“, PDFs, 3D- Zweipunkt- Korrelationen und ereignisbedingte Mittelungen aus dem 3D-3C- Datensatz berechnet werden.

Ergebnis:

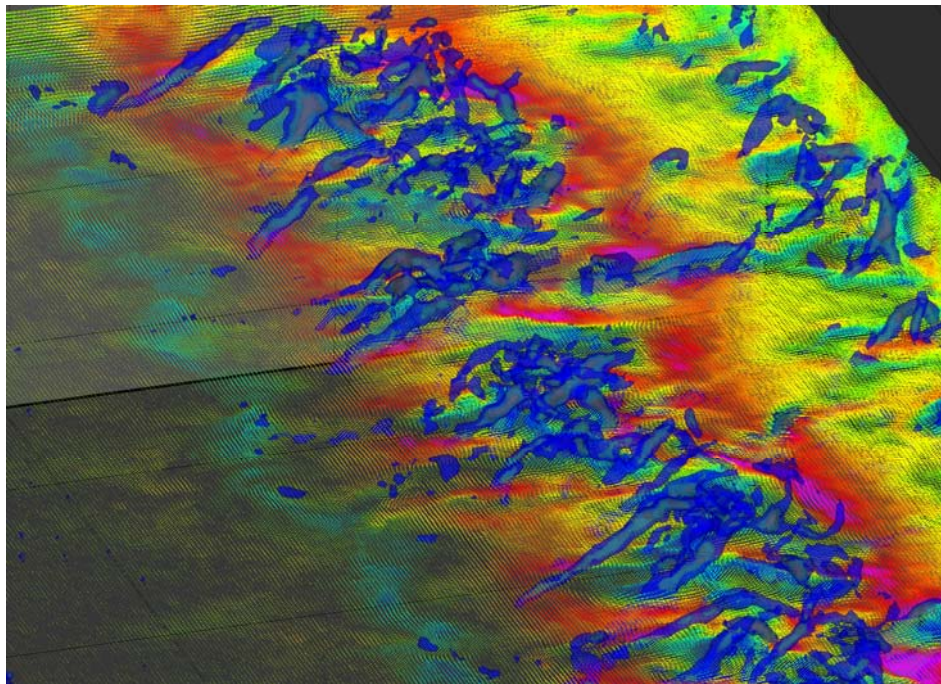


Abb. 2: Transitionelle Strömungsstrukturen hinter einer rückwärts gewandten Stufe von 6 mm Höhe bei $U = 6,6$ m/s mit 3D-Wirbelstärke Iso-Kontur-Flächen (blau) und einer Ebene mit momentanen 3C-Geschwindigkeitsvektoren farbkodiert mit der wandnormalen Komponente (Strömung von links).

Literatur:

- [1] Schäfer F., Breuer, M., Durst F. (2009), *The dynamics of the transitional flow over a backward-facing step*. J. Fluid Mech., vol. 623: 85–119
- [2] Schröder A., Geisler R., Elsinga G.E., Scarano F., Dierksheide U. (2008); *Investigation of a turbulent spot and a tripped turbulent boundary layer flow using time-resolved tomographic PIV*. Exp Fluids 44:305–316
- [3] Elsinga G.E., Scarano F., Wieneke B. and van Oudheusden B.W. (2006); *Tomographic particle image velocimetry*. Exp Fluids 41:933-947(15)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow control/Turbulence
Ansprechpartner: Vamshi Togiti¹, Vlad Ciobaca², Bernhard Eisfeld¹
Institution: ¹DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, C²A²S²E
²DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, TF
Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** (0531) 295-3614
38108 Braunschweig **Telefax:** (0531) 295-2320
e-mail: vamshi.togiti@dlr.de
Topic:

Investigation of Active Flow Control using Differential Reynolds Stress Model

Introduction:

Flow separation on aerodynamic surfaces leads to decreased lift and increased drag. To improve aerodynamic performance, the separation has to be delayed or avoided. This is done by controlling the flow either actively or passively which brings higher momentum very close to wall, thus the boundary layer can sustain an adverse pressure gradient. Due to its superiority to passive flow control, active flow control has become prominent over the past decade.

Nowadays, aeronautical industries are looking for high efficiency, reduced complexity and low weight high lift systems. These requirements might be fulfilled by removing the slat on a high lift configuration and applying active flow control either on the wing or flap. In this regard, several experiments have been performed to demonstrate technology potentials to increase the maximum lift and study the performance of fluidic actuators.

To understand the active flow control mechanism, in addition to detailed experimental data, numerical simulations are useful. Since the flow phenomenon involved in these flows is complex, numerical predictions often depend on the turbulence model employed.

The Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) approach with eddy viscosity models (EVM) is often employed for industrial applications due to numerical robustness and less computational effort. These models predict attached boundary layers fairly well, but are observed to fail in case of separation and very often dissipate free vortices rapidly. This can be attributed to the underlying Boussinesq hypothesis to model the Reynolds stresses. In contrast to eddy viscosity models, differential Reynolds stress models (RSM) provide individual transport equations for the Reynolds stresses.

Therefore, the present investigation deals with the application of a differential Reynolds stress model to the active flow control on a flat plate with zero pressure gradient and to a two-element airfoil and demonstration of potentials of the afore mentioned turbulence model for active flow control under zero- and adverse pressure gradient conditions.

Objectives:

The main objective of the current work is to demonstrate RSM model superiority over EVM and evaluate predictive capabilities of the RSM for active flow control. In detail, first, the RSM and EVM are applied to the flat plate with a continuously blowing round jet actuator to demonstrate superiority. Secondly, the RSM is applied to a two-element airfoil with active flow control on the leading edge of the wing to assess the model for active flow control under the adverse pressure gradient.

STAB

Test case and numerical methodology:

The configurations investigated are based on the experimental work carried out within the German national project M-Fly [1] at the Technical university Braunschweig for the flat plate and in the low-speed facility (DNW/NWB) at DLR for a two-element high lift airfoil (FNG). In the case of the flat plate experiment, a flat plate with zero pressure gradient with a continuously blowing actuator is studied at a Reynolds number of 7.76×10^6 and the jet velocity ratio of 2.5. In the two-element high lift experiment, the actuators are located at $x/c = 0.01$ on the pressure side of the wing and the experiments are performed at the jet velocity ratio of 6.6 and the Mach and Reynolds numbers are 2×10^6 and 0.15, respectively.

For the current investigation the TAU-Code [2] is used, which is the compressible flow solver developed at DLR and is based on an unstructured finite volume scheme.

Results:

For the flat plate, predictions delivered by different RANS models follow the trend observed in the experiment. However, with the eddy viscosity models the strength of the vortex downstream of the injector is not predicted well. For the sake of brevity, only the wall-normal velocity contours delivered by different turbulence models downstream of the injector are depicted in the Fig. 1(left) and compared with measurements. The predictions delivered by the RSM are in better in agreement with the experimental data.

For the high lift two-element airfoil with active flow control, computations at the stall angle are underway. Here the C_p distribution delivered by the RSM at an incidence of 5° and 6° is illustrated in Fig. 1(right) and compared with the measurements. Very good agreement with the measurements is apparent. In the final paper, the interaction of the longitudinal vortices with the boundary layer under high pressure gradients and the global effect of active flow control will be discussed.

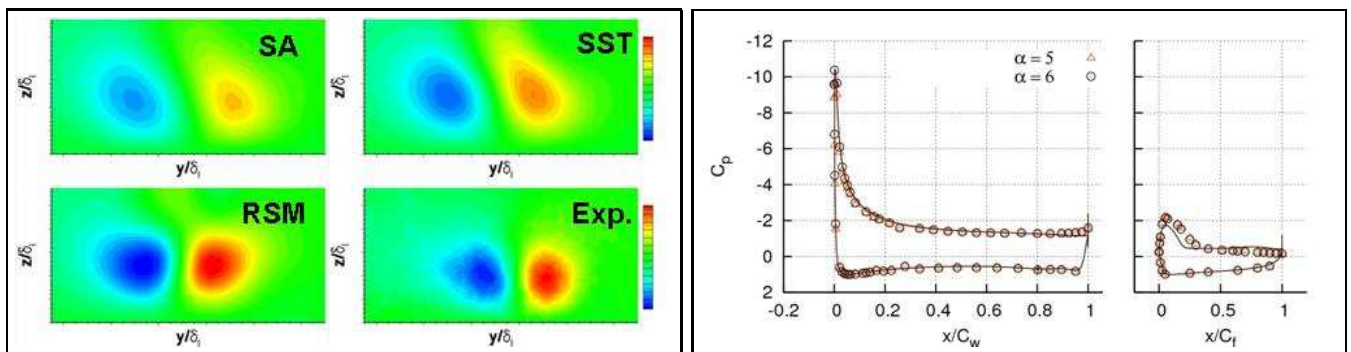


Figure 1: Left: contours of wall-normal velocity at $x/\delta_l = 2.2$ downstream of the injector; right: comparison of pressure distribution along the wing and flap at $\alpha = 5^\circ$ and 6° (symbol: experiment, line: RSM)

References:

- [1] Wild, J., Wichmann, G., Haucke, F., Peltzer, I., Scholz, P. (2009). Large scale separation flow control experiments within the German Flow Control Network. *AIAA-Paper 2009-530*
- [2] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R. (2006). The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry. *European Conf. on CFD, ECCOMAS CFD 2006*.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: V. Wartemann Telefon 0531/295-3362 viola.wartemann@dlr.de
H. Lüdeke Telefon 0531/295-3315 heinrich.luedeke@dlr.de

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 0531/295-3362
38108 Braunschweig 0531/295-3315

weitere Partner: -

Thema: Numerical investigations of hypersonic boundary layer stabilization by means of porous surfaces

Ausgangssituation: The transition process of hypersonic boundary layer is dominated by exponentially growing acoustic second mode instabilities, so called Mack modes [1]. One strategy to delay or prevent the transition process is to damp these modes passively by acoustic absorptive coatings which are realised in practise by porous walls. Malmuth et al. [2] have shown first by linear stability theory a strong stabilisation effect of the second mode using a passive porous surface. Experiments of Rasheed and Hornung on a 5° sharp cone with micropores confirmed the theoretical predictions [3].

Ziel: For this numerical study two different approaches are used: Linear stability analysis (LST) compared with direct numerical simulations (DNS). Both used DLR codes are already verified [4] and will be validated by experimental data from planned experimental campaigns in two different DLR wind tunnel facilities. Because these hypersonic wind tunnels, as usual, are short duration facilities in which the measurement time is too short to increase the wall temperature significantly, an investigation of the wall temperature effect in addition to the investigation of the pore dimensions is necessary.

Lösungsweg: A second mode stability analysis is performed for a boundary layer flow at Mach 6 over a smooth wall and various porous walls. The direct numerical simulations have been carried out by a fourth order compact finite difference version of the DLR Flower code [5] compared with the results of DLR linear stability code NOLOT [6]. The influence of the wall temperature as well as of the pore dimensions is investigated.

Ergebnis: As LST result Figure 1 shows the growth rate as a function of the pore depth. For deeper pores a final growth rate is obtained. For the comparison a limiting pore depth is assumed once the fluctuation of the growth rate is less than 2%. In case of a cold wall deeper pores are required to obtain this defined limiting growth rate. Also a significant additional damping effect of the growth rate compared with the adiabatic wall condition is visible since the boundary layer profiles change due to the local viscosity using cold wall condition.

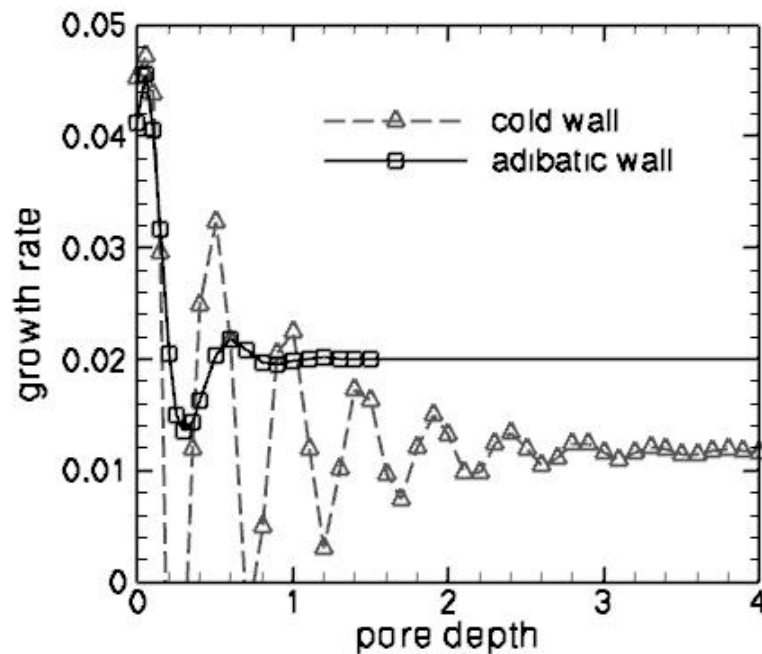


Figure 1: Growth rate as a function of the pore depth – LST result

Literatur:

- [1] L. M. Mack, Boundary layer linear stability theory, AGARD Special course on stability and transition of laminar flow, 1984
- [2] N. D. Malmuth, A. V. Fedorov, V. Shalaev, J. D. Cloe, A. Kholkhlov, Problems in High Speed Flow Prediction Relevant to Control, AIAA Paper 98-2995, June 1998
- [3] A. Rasheed, H. G. Hornung, A. V. Fedorov, N. D. Malmuth, Experiments on passive hypervelocity boundary-layer control using an ultrasonically absorptive surface, AIAA Journal Vol. 40, No. 3, pp. 481-489, 2002
- [4] V. Wartemann, H. Lüdeke, N. D. Sandham, Stability analysis of hypersonic boundary layer flow over microporous surfaces, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference 2009-7202, Bremen, Germany, 19 - 22 October 2009
- [5] S. Enk, Ein Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES, DLR IB 124-2007/8, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, Germany, 2007
- [6] S. Hein, F. P. Bertolotti, M. Simen, A. Hanifi, D. Henningson, Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code, DLR-IB 223-94 A56, 1994

weiteres Vorgehen: Further configurations of porous surfaces at different boundary conditions and temperatures will be investigated. Finally comparisons with the planned wind tunnel studies will be carried out.

Datum: 25 June 2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: V. Zander, M. Lumpe, W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: 03031421373

Telefax: 03031422955

e-mail: vincent.zander@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: -

Thema:

Wandschubspannungsmessungen an einer hochbelasteten Verdichterkaskade

Ausgangssituation:

Die hohe Leistungsdichte moderner Turbomaschinenverdichter bedingt starke Strömungsumlenkungen und Verzögerungsverhältnisse an der Verdichterbeschaufelung. Die daraus resultierende hohe aerodynamische Belastung bedingt eine Verstärkung der Sekundärströmungseffekte und damit ein Anwachsen der Strömungsverluste. Um einen Anstieg der Verluste durch passive oder aktive Strömungsbeeinflussung zu verhindern ist eine detaillierte Analyse des Strömungsfeldes unabdingbar. Die hier vorgestellten Untersuchungen werden an einer hoch belasteten Verdichterkaskade mit überkritischen Strömungsumlenkung und geringer Schaufelstreckung durchgeführt. Als Folge dessen bildet sich auf der Saugseite ein dreidimensionales Strömungsfeld mit stark ausgeprägten Sekundärströmungseffekten und einer massiven Strömungsablösung aus [Zander et al. 2008].

Ziel:

Eine detaillierte Analyse des stark dreidimensionalen Strömungsfeldes auf der Saugseite der Schaufelprofile durch die flächige Vermessung des Wandschubspannungsvektors.

Lösungsweg:

Wandschubspannungsmessungen an gekrümmten Oberflächen stellt bis heute eine große Herausforderung im Bereich der Messtechnik dar. Es stehen mittlerweile eine Vielzahl von Methoden zur Wandschubspannungsmessung zur Verfügung, auch an an gekrümmten Oberflächen. Die Herausforderung liegt jedoch in der Kalibrierung der Messverfahren. Die hier verwendeten Sensoren zur Erfassung des vollständigen Wandschubspannungsvektors werden in [Dobriloff & Nitsche 2009] detailliert beschrieben. Abbildung 1 zeigt den Aufbau der verwendeten Sensoren. Drei einzelne Wandhitzdrähte befinden sich dabei in einer Deltaanordnung und ermöglichen so eine Bestimmung der Richtung und des Betrages der lokalen Wandschubspannung. Die einzelnen Sensoren können dann in das zu untersuchende Modell eingesetzt werden. Die Schaufelprofile der untersuchten Kaskade sind auf eine Sehnenlänge von 375mm hochskaliert, so dass im Bereich geringer Profilkrümmung ein oberflächenbündiger Einbau der Sensoren möglich ist. Im vorderen Schaufelbereich mit großer Krümmung wurden einfache Oberflächenhitzdrähte verwendet. Insgesamt wurde die Schaufel mit 8 Oberflächenhitzdrähten im Vorderkantenbereich und 54 Deltasensoren im mittleren Schaufelbereich ausgerüstet. Die Anordnung der Wandhitzdrähte erfolgte anhand von Ergebnissen aus Ölanstrichversuchen.

Ergebnis:

In Abbildung 2 sind die Ergebnisse aus den Ölanstrichversuchen zusammen mit den Wandschubspannungsmessungen für die Saugseite einer Verdichterschaufel dargestellt. Das Ölanstrichbild auf der linken Schaufelhälfte zeigt deutlich den dreidimensionalen Charakter der

STAB

Saugseitenströmung. Im vorderen Schaufelbereich bis zu einer Saugseitenlauflänge von etwa 16% ist die Strömung laminar. Die Transition findet anschließend über einer laminaren Ablöseblase statt. Das turbulente Wiederanlegen der Strömung erfolgt bei etwa 24% der Saugseitenlänge. Im Bereich der Ablöseblase beginnen sich die Eckenwirbel zu entwickeln. An der Schaufelhinterkante nehmen sie jeweils 25% der Schaufelhöhe ein. Die starke Verblockungswirkung der Eckenwirbel führt zu einer Strömungsablösung entlang einer annähernd parabolischen Ablöselinie.

Die weißen Kreise markieren die Positionen der Wandschubspannungssensoren auf der Saugseite der Verdichterschaufel. Der Schwerpunkt der Messungen lag auf der Erfassung der Strömungsvorgänge im Bereich des Schaufelseitenwandüberganges. Im hinteren Schaufelbereich wurden keine Sensoren angeordnet, da hier die Strömung bereits vollständig abgelöst ist. Der Vergleich der Ergebnisse der beiden Messverfahren zeigt eine gute Übereinstimmung. Sowohl die Position der Ablöseblase, als auch die Entwicklung des Eckenwirbels und der beginnenden Strömungsablösung können mit den Wandschubspannungssensoren gut erfasst werden. Gebiete abgelöster Strömung weisen deutlich kleinere Beträge der Wandschubspannungen auf. Die Wandschubspannungsmessungen bestätigen die Ergebnisse aus den Ölanstrichversuchen und geben darüber hinaus einen detaillierten Einblick in die Strömungsvorgänge im Bereich des Schaufelseitenwandüberganges.

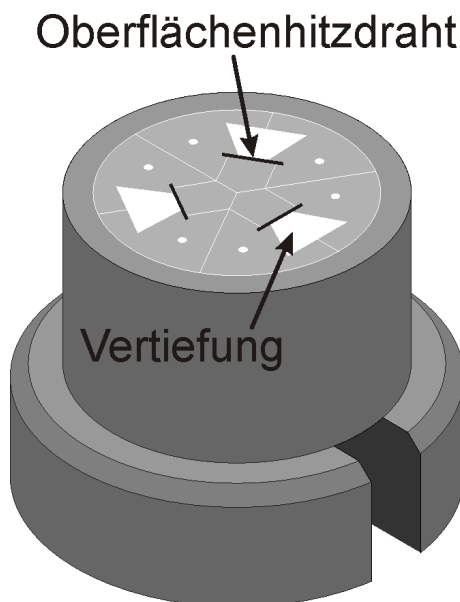


Abbildung 1: Delta-Wandschubspannungssensor

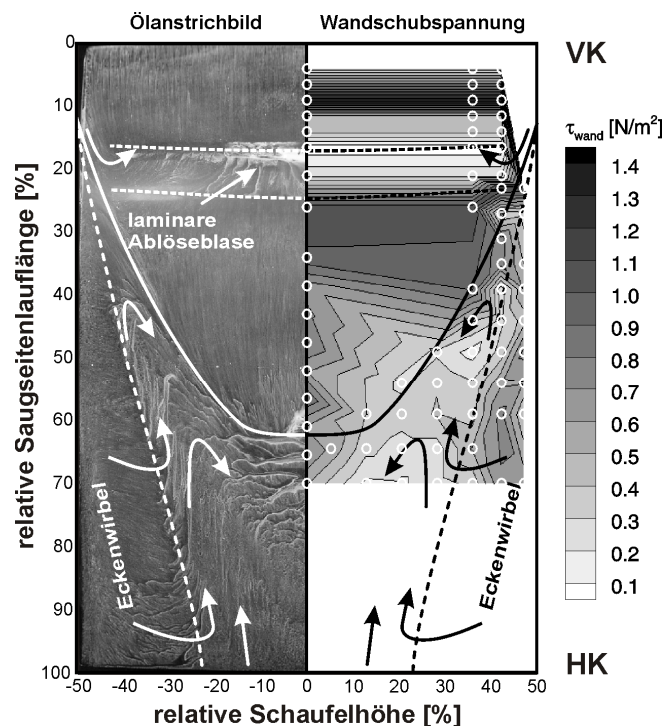


Abbildung 2: Ölanstrichbild und Wandschubspannungsmessung auf der Profilsaugseite

Literatur:

Zander, V.; Hecklau, M.; Nitsche, W.; Huppertz, A. & Swododa, M.; 2008: Experimentelle Methoden zur Charakterisierung der aktiven Strömungskontrolle in einer hoch belasteten Verdichterkaskade, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008, Darmstadt.

Dobriloff, C. & Nitsche, W.; 2009: Surface Pressure and Wall Shear Stress Measurements on a Wall Mounted Cylinder, *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 106, 197-206

Weiteres Vorgehen:

Detaillierte Vermessung des Strömungsfeldes im Bereich der Eckenwirbel mit Einfach- und Mehrdrahtsonden

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. R. Höld, Dr. M. Engert, K. Weinand, Dr. D. Stern

Institution: LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, Flugphysik

Adresse: Landshuter Str. 26, 85716 Unterschleißheim

Telefon: +49 89 3179 8845

Telefax: +49 89 3179 8908

e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de

weitere Partner:

Die zum Vergleich verwendeten experimentellen Daten wurden vom DLR Köln im Rahmen von Garteur AG48 bereitgestellt.

Thema:

Numerische Untersuchung der Interaktion zwischen Heiß- bzw. Kaltgas-Jets und einer supersonischen Strömung

Ausgangssituation:

Klassische aerodynamische Kontrollflächen wie Leitwerke oder Entenflügelkonfigurationen kommen aufgrund ihrer sehr gut bekannten Wirkungsweisen häufig an Flugkörpern zum Einsatz. Allerdings ergeben sich bereits durch das mechanische Wirkprinzip mehrere Einschränkungen. So kommt es z.B. zwischen der Anstellung der Kontrollflächen und ihrer aerodynamischen Wirkung und dem damit verbundenen Manöver zu einer zeitlichen Verzögerung. Zudem leidet insbesondere die Manövrierfähigkeit des Flugkörpers wenn der Staudruck, z.B. aufgrund einer niedrigen Fluggeschwindigkeit oder in geringen Höhen, klein ist. Um weiterhin die notwendige Agilität des Flugkörpers zu gewährleisten, werden moderne Flugkörper auch mit Jets ausgerüstet, die die notwendigen Momente zur Durchführung von Flugmanövern aufbringen können.

Ziel:

Die Interaktion eines lateralen Jets mit der supersonischen Anströmung des Flugkörpers führt zu hoch komplexen aerodynamischen Wechselwirkungen. Ziel dieser Arbeit ist insbesondere die Wirkung unterschiedlicher Gasgemische (Luft bzw. Verbrennungsgase) und Temperaturen der Jetströmung bei der Impuserzeugung auf den Flugkörper zu berücksichtigen. Dazu werden die Ergebnisse der numerischen Simulationen mit experimentellen Messdaten aus dem Überschallwindkanal (VMK) des DLR Köln verglichen.

Lösungsweg:

Die Untersuchungen wurden an einem generischen Flugkörper mit einem Kalbier von 90mm durchgeführt. Als Anströmgeschwindigkeit wurde $M = 3.0$ bei Reynolds-Zahlen von $14 \cdot 10^6$ und $25 \cdot 10^6$ (bezogen auf das Kaliber und dem Druckverhältnis zwischen Freiströmung und Gesamtdruck der Jetströmung) gewählt. Der Anstellwinkel beträgt jeweils 0° . Die Berechnungen wurden für einen Kaltluft-Jet ($T_\infty = 244 \text{ K}$), einem Heißluft-Jet ($T_\infty = 2300 \text{ K}$) bei konstantem und variablem Isentropenexponenten als auch für ein Verbrennungsgasgemisch (35.47% CO , 38.21% CO_2 , 1.73% H_2 , 10.47% H_2O und 14.12% N_2) bei $T_\infty = 2300 \text{ K}$ durchgeführt. Als Anströmmedium wurde jeweils Luft gewählt. Zum Lösen der Erhaltungsgleichungen von Masse, Impuls und Energie kam der DLR-TAU Löser zum Einsatz. Turbulenz wurde mit Hilfe des $k-\omega$ -SST Ansatzes modelliert.

STAB

Ergebnis:

Abb. 1 zeigt die gemessene und berechnete Differenzdruckverteilung ($\Delta C_p = C_{p, \text{JetON}} - C_{p, \text{JetOFF}}$) entlang der longitudinalen-Achse bei $\phi = 150^\circ$. Sowohl die Simulation des Kaltluft-Jets als auch die Berechnungen des Heißluft/-gasgemisches zeigen gute Übereinstimmung mit den Messergebnissen der Windkanalexperimente. Insbesondere die Simulation unter Berücksichtigung der chemischen Prozesse führt zu einer sehr guten Übereinstimmung mit den Messergebnissen.

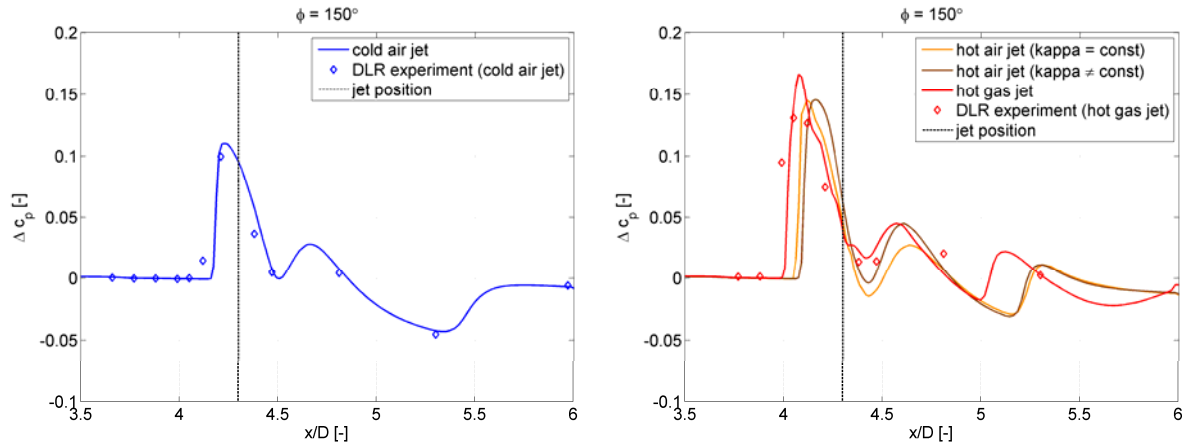


Abb. 1 Differenzdruckverteilung entlang der Projektiloberfläche bei $Re_D = 25 \cdot 10^6$

Abb. 2 zeigt die Machzahlverteilung der Überschallanströmung in der Nähe des Jets. Obwohl keine experimentellen Aufnahmen wie z.B. Schlierenbilder vorliegen, entspricht die Strömungsstruktur der theoretischen Struktur eines Hufeisenwirbels stromauf eines Hindernisses. Deutlich erkennbar ist der Kopfstoß stromauf des Jets, gefolgt von einer Ablösung an der Wand.

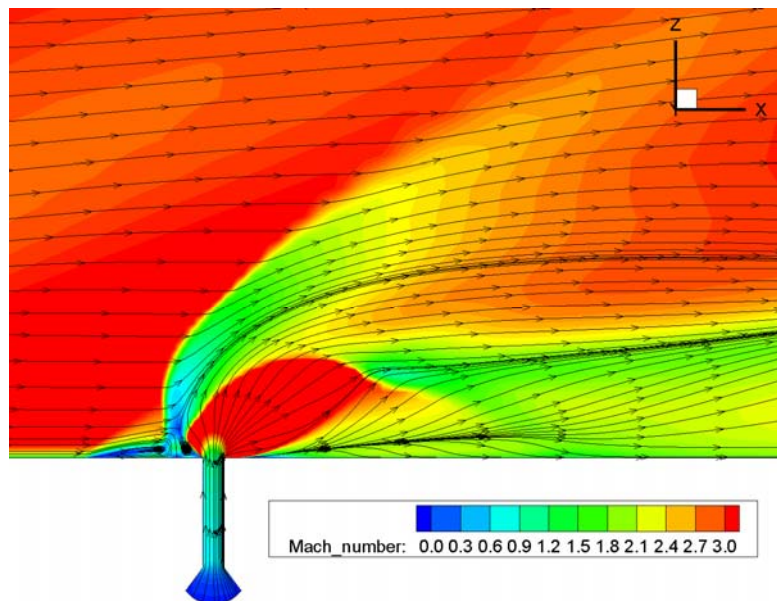


Abb. 2 Machzahlverteilung im Bereich des Jets, $Re_D = 25 \cdot 10^6$

Literatur:

- [1] GARTEUR AD(AG48), *Lateral Jet Interactions at Supersonic Speeds: Task 6: Validation of the CFD Codes for DLR Configuration*, Technical Report, 2009
- [2] B. Stahl, H. Emunds, A. Gülhan (2009) *Experimental Investigation of Hot and Cold Side Jet Interaction with a Supersonic Cross-flow*, Aerospace Science and Technology, Volume 13, Issue 8

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Christian Schnepf, Dr. Erich Schüle

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Christian Schnepf

Telefon: 0551/709-2317

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : christian.schnepf@dlr.de

Dr. Erich Schüle

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : erich.schuelein@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Numerische und experimentelle Untersuchung an einem Überschallflugkörper mit Nasenspike im Hochanstellwinkelbereich

Ausgangssituation:

Stumpfe Körper im Überschall weisen häufig einen Spike zur Reduktion des Wellenwiderstands auf. Bei höheren Anstellwinkeln verschwindet jedoch die positive Wirkung eines Spikes und der Widerstand nähert sich dem eines Flugkörpers ohne Spike an.

Neben der Widerstandsreduktion wird in der Literatur ein Spike auch häufig mit einer generellen Verringerung der Wärmebelastung in Verbindung gebracht. Eigene Ergebnisse zeigen, dass diese Annahme keine Allgemeingültigkeit besitzt, sondern vom Zustand der Scherschicht abhängt. Die positive Wirkung tritt nur dann auf, wenn von einer laminaren Ablösung und einem laminaren Wiederanlegen der Scherschicht ausgegangen wird. Es zeigt sich, dass bei transitionellen Scherschichten die Wärmebelastung gegenüber einer laminar umströmten Flugkörperr Nase ohne Spike stark ansteigen kann. Windkanalexperimente im RWG demonstrierten ein äußerst sensibles Verhalten der Scherschicht auf den Umschlag in Abhängigkeit von der Reynoldszahl. Solche Änderungen in der Reynoldszahl treten auch in der Realität auf, bedingt durch die Änderung der Eigenschaft der Luft in unterschiedlichen Höhen. Des Weiteren kann der Zustand der Grenzschicht an der Flugkörperr Nase im Bereich der anliegenden Scherschicht bei axialsymmetrischer „2D-Ablöseblase“ von dem einer „3D-Ablöseblase“ stark abweichen. Eine 3D-Ablöseblase tritt etwa im Manöverflug eines Flugkörpers auf, wenn die Spike-Flugkörpergeometrie zur Anströmung angestellt ist.

Ziel:

Es ist beabsichtigt, eine numerische Untersuchung an Flugkörperr Nasen mit Nasenspike durchzuführen und den Einfluss des Grenzschichtzustands auf die Wärmestromdichte zu untersuchen. Begleitend werden und wurden bereits Windkanalexperimente im Rohrwindkanal Göttingen durchgeführt, die die Aussagekraft der Numerik stützen sollen. Als Vergleich zwischen Numerik und Experiment dient neben den aerodynamischen Beiwerten die Stantonzahlverteilung, die mittels der quantitativen Infrarotthermographie (QIRT) ermittelt wird.

Datum: 30.06.10

STAB

Lösungsweg:

Zur Untersuchung der Wärmebelastung einer Flugkörperr Nase im Überschall werden stationäre CFD-Simulationen mit Hilfe des Finite-Volumen-Strömungslöser TAU durchgeführt. Hierbei wird die Anstellung des Flugkörpers zwischen 0 und 30 Grad variiert und zwei verschiedene Spikegeometrien getestet bei den Machzahlen $Ma = 2$ und $Ma = 5$. Der Zustand der Grenzschicht kann in der Numerik von laminar auf turbulent gesetzt werden und somit ist der grenzschichtabhängige Anstieg der Wärmestromdichten einfach zu realisieren. Begleitend werden und wurden Windkanalexperimente an derselben Geometrie und um dieselben Randbedingungen (Re , p_0 , T_0) durchgeführt, für die die Stantonzahlverteilung vorliegen. Eine leichte Variation der Reynoldszahl, durch die Veränderung des Ladedrucks im RWG, ermöglicht es, einen Umschlag der Scherschicht zu provozieren und somit ein turbulentes Anlegen an der halbsphärischen Nase zu erzwingen.

Ergebnis:

Die ersten Ergebnisse zeigen eine gut Übereinstimmung in der Verteilung der Stantonzahl zwischen Numerik und Experiment, wenn der Zustand der Grenzschicht entsprechend definiert wurde. Bild 1 zeigt die Stantonzahlverteilung an einer halbsphärischen Flugkörperr Nase mit einem Nasenspike der Länge 45 mm, bei $Ma = 2$ und $\alpha = 15^\circ$. Die beiden Bilder links außen sind numerische Lösungen, zum einen eine voll turbulente Rechnung (v.l.n.r.), zum anderen eine laminare Rechnung. Im Gegensatz zur turbulenten Rechnung, bei der die Wärmebelastung um mehr als das doppelte ansteigt, ergibt die laminare Rechnung eine ähnliche Verteilung wie der experimentelle Vergleichsfall in Bild 1 rechts außen.

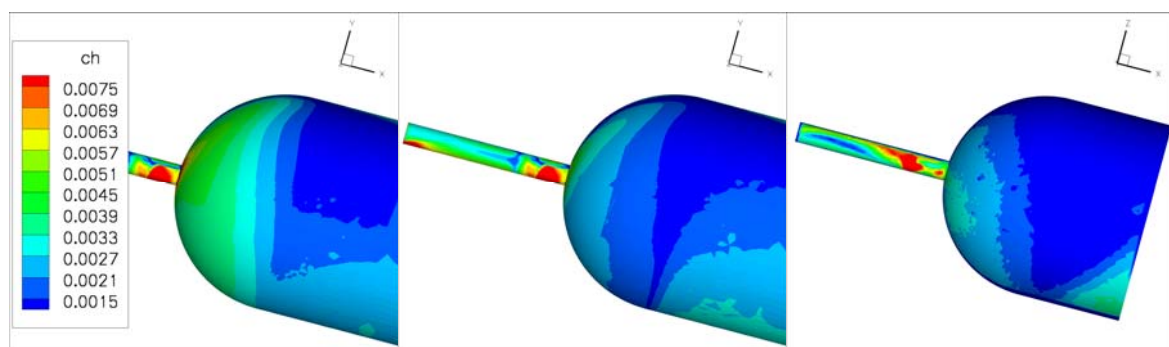


Abbildung 1: Stantonzahlverteilung an einem Flugkörper ($D = 60$ mm) mit einem Spike der Länge 45 mm bei $Ma = 2$, $\alpha = 15^\circ$, $Re = 1.500.000$ (v.l.n.r. Numerik turbulent, Numerik laminar, Experiment).

Weiteres Vorgehen:

Simulation verschiedener Testfälle und Messung analoger Testfälle im Bereich der kritischen Reynoldszahl. Definition der Grenzen zwischen verringernder und verstärkender Wirkung von Spikes auf die Wärmestromdichte.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler

Institution: Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)

Adresse: 5 rue du Général Cassagnou
F-68301 Saint-Louis

Telefon: +33 3 8969 5042

Telefax: +33 3 8969 5048

E-Mail: friedrich.seiler@isl.eu

Weitere Partner: Dr. J. Srulijes (ISL), M. Bastide (ISL), Dr. K. J. Dahlem (MBDA/LFK),
Dr. P. Hennig (MBDA/LFK),

Thema: Flow visualization at re-entry conditions in a shock tube

Ausgangssituation:

The ISL high-energy shock tubes are currently used as shock tunnels in the shock reflected mode to experimentally reproduce via a nozzle expansion the flight of bodies from sea level to 70 km of altitude in earth's atmosphere and flow Mach numbers ranging from 3 to 14. At higher altitudes the gas density diminishes radically, making the visualization of the gas density distributions around shock-tube models much more difficult.

Ziel:

This paper deals with the classical visualizing techniques for gas density imaging in flows as developed in the past using light refraction or interferometry. Typically, this technique provides the information as an integral result obtained along the light bundle passing the flow pattern under investigation. Notwithstanding and irrespective of that, the sensitivity is influenced by the density gradients present. For that reason, it was of essential interest for the shock-tunnel investigations performed at high-altitude re-entry conditions to test the response information of the different methods.

Lösungsweg:

Currently two high-energy shock tunnels STA and STB, are in use in the ISL's Shock Tube Laboratory. Fig. 1 shows the laboratory with shock tube STA on the left hand side and STB on the right one. The use of these shock tubes in fluid dynamics calls for a large number of techniques to be able to measure the flow behaviour under investigation. For this purpose a wide range of flow visualization and flow gauging methods are applied in the ISL Shock Tube Laboratory, many of which have been developed there. The measuring techniques used are: Gas Density Visualizations [1, 2] with a) the Shadowgraph Technique (ST), b) the Schlieren Methodology (SM), c) the Differential Interferometry (DI) and d) the Coloured Background Oriented Schlieren (CBOS) [3].



Fig. 1: Shock Tube Laboratory at ISL

Ergebnis:

The four classical techniques mentioned have been applied and compared for these purposes: 1) the ST, 2) the SM, 3) the DI and 4) the CBOS. Fig. 2 shows the visualization of the shock-tube-simulated gas density change caused by the sphere bow wave using the four methods tested. The on flow conditions were: 40-km flight altitude, Mach number 10, gas density $\rho = 0.004 \text{ kg/m}^3$, gas pressure $p = 287 \text{ Pa}$ and gas temperature $T = 250 \text{ K}$. These flow conditions were reproduced with the ISL's shock tunnel STB and a divergent Mach-10-nozzle used in the shock reflected mode. The visualizations of the bow wave pictures obtained with the ST, the SM, the DI and the CBOS techniques show significant differences. These differences are explained by the special optical set-ups used for these purposes.

STAB

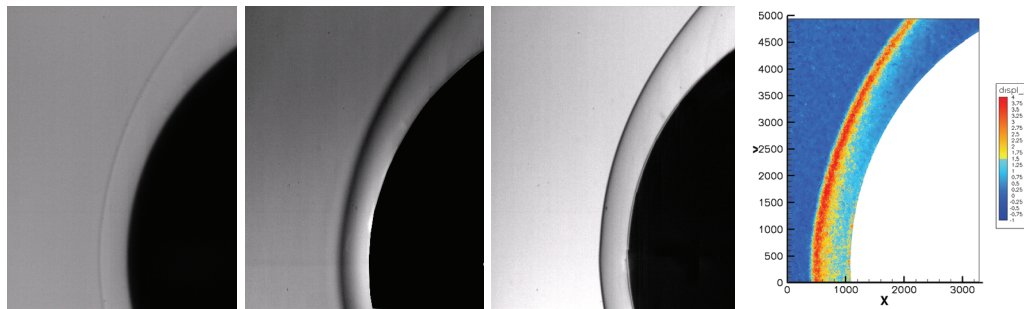


Fig. 2: From left: ST, SM, DI and CBOS images of a Mach-10 sphere-flow at 40-km-condition

Many ST, SM, DI and CBOS picture series have been taken for the 40-km, 50-km, 60-km and 70-km of altitude conditions at Mach 10 for different body geometries, especially spheres (Fig. 2 and 3) and cones (Fig. 4). For example, the bow wave visualizations for the 60-km-condition in Fig. 3 suggest that the ST-method is not suitable. The best visualization is given by the DI-technique at the following on flow data: gas density $\rho = 0.00031 \text{ kg/m}^3$, gas pressure $p = 22.0 \text{ Pa}$ and gas temperature $T = 247\text{K}$. The visualization tests show which is the lower “gas density limit” for an adequate visualization applying the mentioned techniques.

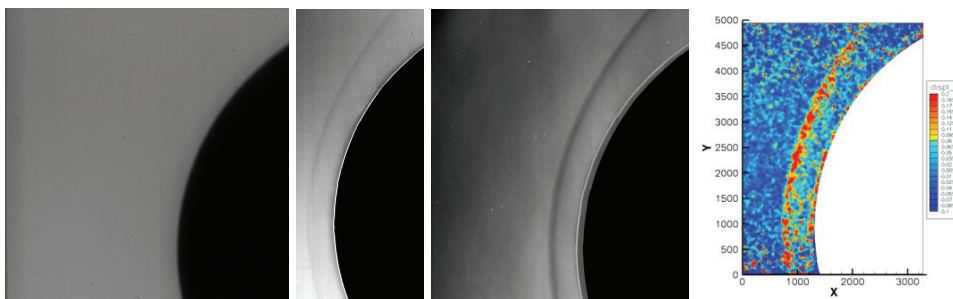


Fig. 3: From left: ST, SM, DI and CBOS images of a Mach-10 sphere-flow at 60-km-condition

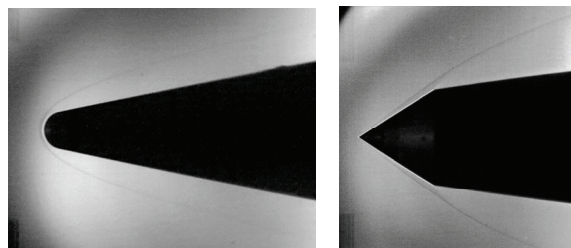


Fig. 4: Cones in Mach-10 flow at 55-km-condition

Literatur:

1. Oertel H. sen., Oertel H. jun. *Optische Strömungsmesstechnik*. G. Braun Verlag Karlsruhe, (1989)
2. Merzkirch W. *Flow Visualization*. Academic Press, Inc. (1987)
3. Leopold F., Simon J., Gruppi, D., Schäfer H. J., Recent improvements of the background oriented schlieren technique (BOS) by using a colored background, 12th International Symposium on Flow Visualization, Göttingen, Germany (2006)

Weiteres Vorgehen:

For comparison earth-atmosphere conditions as present in altitudes of 40, 50, 60 and 70 km have been reproduced in STB for testing purposes. Applying the above mentioned techniques to these extremely low gas environments gave reasonable information on the “gas density limits” for current flow visualization. The aim of future visualization tasks at ISL’s shock tunnels is to improve the techniques so as to achieve a better density sensitivity for visualizing high-altitude flow patterns up to 70-km-conditions.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler

Institution: Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)

Adresse: 5 rue du Général Cassagnou
F-68301 Saint-Louis

Telefon: +33 3 8969 5042

Telefax: +33 3 8969 5048

E-Mail: friedrich.seiler@isl.eu

Weitere Partner: K. Weinand, Dr. K. J. Dahlem, Dr. D. Stern, Dr. P. Hennig (MBDA/LFK)

Thema: Wechselwirkung eines Seitenstrahls mit der Überschallströmung um einen generischen Querschubflugkörper

Ausgangssituation:

Die bei vielen Flugkörpern eingesetzten Steuerflossen sind zur Lenkung bei hohen Überschallmachzahlen nicht immer praktikabel, da sie mehrere Nachteile aufweisen: sie haben eine große aerothermische Strukturbelastung, eine zu geringe Wirksamkeit in großen Höhen und sie führen zu unerwünscht hohen Widerstandsbeiwerten beim schnellen Flug. Eine vielversprechende Alternative ist die Steuerung durch seitlich aus dem Flugkörper austretende Gasstrahlen, die sog. Seitenstrahlsteuerung. Forschungen zur erfolgreichen Nutzung der Seitenstrahltechnik zur Steuerung schneller Überschallflugkörper sind weltweit schon seit vielen Jahren, ja Jahrzehnten, im Gange. Dennoch besteht nach wie vor großer Bedarf an grundlegenden Untersuchungen über die Effizienz der Strahlsteuerung.

Ziel:

Schon seit vielen Jahren wird das Forschungsthema „Seitenstrahltechnik zur Steuerung schneller Flugkörper“ im ISL mit seinen Stoßrohr-Windkanälen bearbeitet, die die experimentelle Reproduktion atmosphärischer Flugbedingungen gestatten, was von anderen Einrichtungen innerhalb Europas nicht ohne deutlich größeren Aufwand geleistet werden kann. Die Geometrie des getesteten Flugkörpers orientiert sich am gegenwärtigen Bedarf mit dem detailgetreu nachgebildeten Luftverteidigungsflugkörper QSFK (Fig. 1), an dem die aerodynamische Effizienz der Strahlsteuerung zur Erstellung eines Aerodynamikmodells mit dem numerischen CFD-Code „TAU“ des DLR anhand der Experimente geprüft wurde.

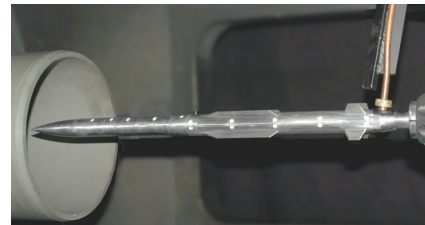


Fig. 1: QSFK vor der Mach-4,5-Düse (Parallelstrahldüse)

Lösungsweg:

Die Experimente erfolgten im Stoßrohr-Windkanal STB (Fig. 2 rechterhand) bei realen atmosphärischen Anströmbedingungen, also mit korrekter Flugmachzahl (= Anströmgeschwindigkeit) wie auch bei richtigem statischem Strömungsdruck (= Luftdruck), richtiger Luftdichte und auch richtiger statischer Temperatur (= Lufttemperatur). Die Versuchskonditionen sind: Machzahl 4,5, simulierte Flughöhen von 15, 20 und 25 km, Anstellwinkel von 0 und $\pm 5^\circ$ sowie Rollwinkeln von 0° , $22,5^\circ$ und 45° . Im Vergleich zu den Messergebnissen wurden bei MBDA/LFK ausgewählte Strömungsfälle mit Tau-Code-Berechnungen nachgerechnet, verglichen und damit die Qualität der Numerik geprüft und verbessert.



Fig. 2: Das ISL Stoßrohlabor

Ergebnis:

Druckmessungen entlang der Oberfläche des Flugkörpers und Strömungsvisualisierungen mit diesem Modell erfolgten bei den genannten Versuchskonditionen. Die Druckverhältnisse des Seitenstrahl betragen $p_0/p_e = 100 / 150 / 200$. Die Ausblasrichtung des Seitenstrahls zeigte in die Winkelhalbierende zwischen den Flügeln. Fig. 3 zeigt beispielhaft einen Blick in die Messkammer mit dem vor der Mach-4,5-Düse montierten QSFK-Modell. Im oberen Bild ist der QSFK in (x)-Horizontallage, im mittleren Bild mit $+5^\circ$ -Anstellwinkel und im Unteren mit -5° Anstellung zu sehen. Der Seitenstrahl bläst nach unten aus, da die Gaszufuhr aus den Druckflaschen von oben her zugeführt wurde. Die rechter Hand in Fig. 3 dargestellten Strömungsbilder entstanden bei 25-km-Höhenkondition mit einem Differentialinterferometer.

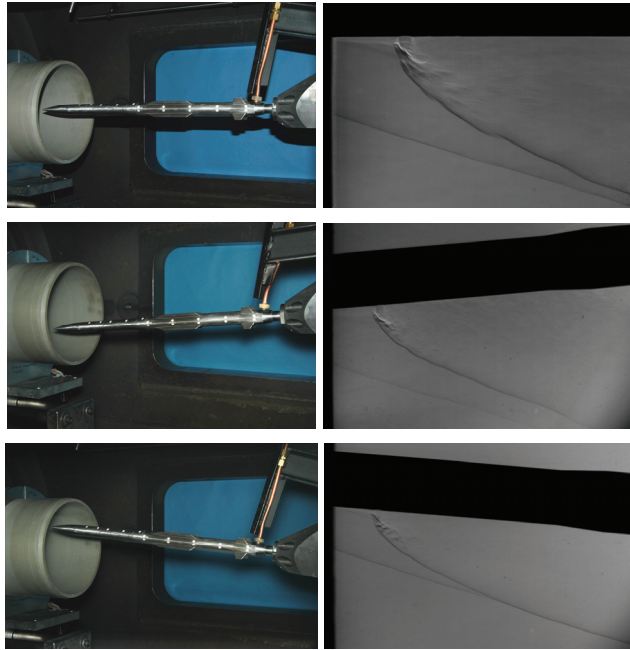


Fig. 3: Oben 0° -Lage, Mitte $+5^\circ$ -Lage, unten -5° -Lage

Auf der Säulenordinate in Fig. 4 sind der Reihe nach die Oberflächendrücke der Druckgeber 1 bis 20 abzulesen, durchgezählt von der Spitze zum Heck. Vor dem Seitenstrahl liegt an Geber Nr. 1 und 2 ein Überdruckgebiet vor. Direkt hinter dem Seitenstrahl befindet sich der Wanddruck im relativen Unterdruck. Der Überdruck vor dem Seitenstrahl dehnt sich bei den Bedingungen in 25 km Flughöhe weiter stromauf aus als bei niedrigeren Flughöhen.

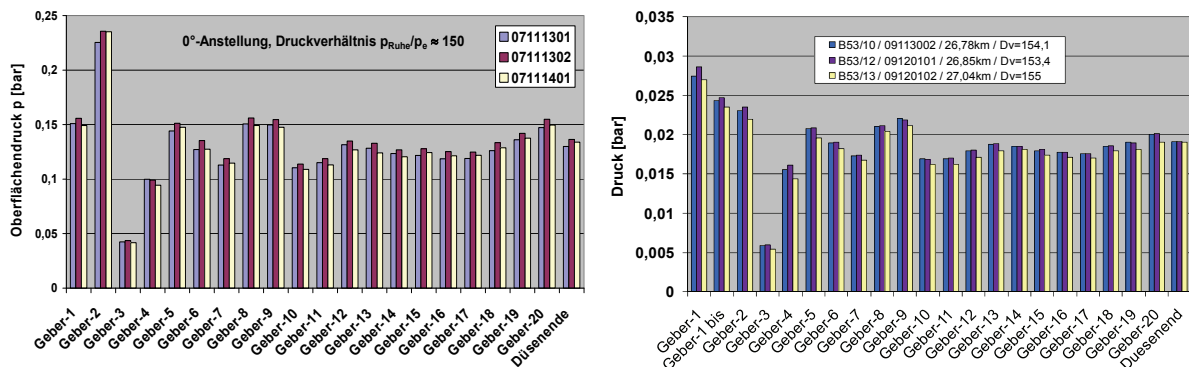


Fig. 4: Mit Seitenstrahl, 0° -Lage, $p_0/p_e \approx 150$, links: $h \approx 15$ km, rechts: $h = 25$ km

Literatur:

1. M. Havermann, F. Seiler, H. Ende, A. Pichler, „Untersuchungen im Stoßrohr-Windkanal zur Hochgeschwindigkeitssteuerung mit Seitenstrahltechnik bei realen Flugkonditionen“, ISL-Bericht RV 225/2007 (2007)
2. F. Seiler, B. Sauerwein, M. Bastide, M. Schacherer, J. Srulijes, F. Leopold, K. Weinand, P. Hennig, Wirkung der Seitenstrahlsteuerung an einem zylindrischen Flugkörper im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL, ISL-Bericht RV 227/2010 (2010)

Weiteres Vorgehen:

Die weiteren Studien befassen sich mit der Wirkung von mehreren Steuerstrahlen, die zur Kontrolle der Lage im Raum als auch zur Bahnkorrektur an einem modernen generischen Flugkörper genutzt werden. Der untersuchte Flugbereich variiert von ca. 40 km bis in 70 km Höhe. Der Geschwindigkeitsbereich liegt zwischen Mach 6 und 10.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. J. Srulijes

Institution: Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)

Adresse: 5 rue du Général Cassagnou
F-68301 Saint-Louis

Telefon: +33 3 8969 5043
Telefax: +33 3 8969 5048
E-Mail: julio.srulijes@isl.eu

Weitere Partner: Prof. F. Seiler (ISL), B. Sauerwein (ISL), M. Bastide (ISL), Dr. K. J. Dahlem (MBDA/LFK), Dr. P. Hennig (MBDA/LFK)

Thema: Wärmestrom- und Druckmessungen an generischen Wiedereintrittskonfigurationen

Ausgangssituation:

Die Erwärmung beim Flug mit hohen Machzahlen in der oberen Atmosphäre ist schon seit Beginn der Raumfahrt ein viel beachtetes Forschungsthema. Von großem Interesse ist die aero-/thermodynamische und flugmechanische Simulation von schlanken „Re-entry Vehikeln“ und die damit verbundenen Problemstellungen zu deren Erwärmungsszenario, d. h. Verhalten ablativer Materialien und deren Einfluss auf die Signatur wie auch damit gekoppelte Fragestellungen.

Ziel:

Die ISL Stoßrohr-Windkanäle sind geradezu dazu prädestiniert, mit Messungen zur Beantwortung dieser offenen Fragen beizutragen. Dahingehend war das Ziel, an der Außenhaut generischen Wiedereintrittskonfigurationen Druck- und Wärmestrommessungen bei Flugmachzahl 10, 12 und 14 in Flughöhen von 50 bis 70 km vorzunehmen. Dazu wurde im Rahmen dieser Untersuchungen eine divergente Überschalldüse mit wechselbaren Düsenhälsen konzipiert, angefertigt und auch qualifiziert. Zwei Konzeptionen wurden experimentell in Stoßrohr-Windkanal STB des ISL (Fig. 1 rechterhand) untersucht: Konfigurationen GK-A und GK-B, die für STB angepasst, ausgelegt und getestet wurden.



Fig. 1: Shock Tube Laboratory at ISL

Lösungsweg:

Die Tests erfolgten bei der Mach-10-Düse bei drei Höhenkonditionen: $h \approx 50$, 60 und 70 km. Die Mach-12-Düse wurde bei zwei Höhenkonditionen getestet: $h \approx 55$ und 70 km. Für die Mach-14-Düse konnte lediglich die Kondition in $h \approx 65$ km Höhe realisiert werden. Anhand der erzielten Prüfergebnisse mittels „Pitotdruckmessungen“ wurde festgestellt, dass die Düsen für die geplanten Anwendungen voll nutzbar sind. Mit ihnen lassen sich Strömungsgeschwindigkeiten der Machzahl 10, 12 und nahezu 14 am Düsenausgang verwirklichen. Demzufolge konnten die geplanten Wärmestrom- und Druckmessungen bei bester Strömungsgüte durchgeführt werden.



Fig. 2: Mach-10-Divergent

Ergebnis:

Die Stoßrohrmodelle GK-A und GK-B (Fig. 3) sind auf einem Oberflächenschnitt mit Wärmestrom- und entlang der gegenüberliegenden Schnittlinie mit Drucksensoren bestückt. Die Messungen erfolgen mit dem Stoßrohr-Windkanal STB bei Stauenthalpien bis 7 MJ/kg.

STAB

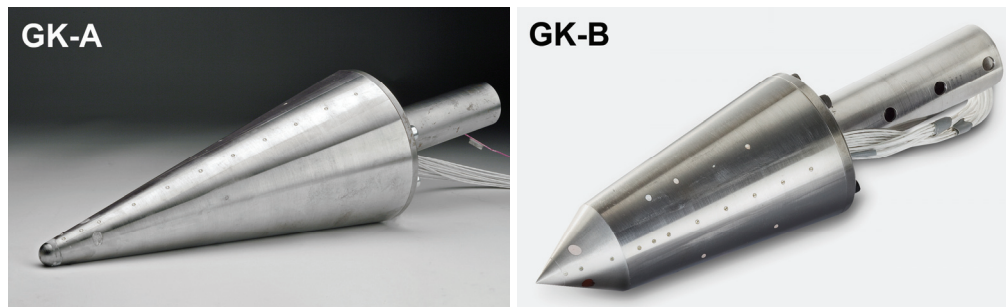


Fig. 3: Re-entry-Konfigurationen GK-A und GK-B

Die Ergebnisse der Druck- und Wärmestrommessungen an GK-A sind beispielhaft in Fig. 4 und 5 graphisch dargestellt. Die Messwerte sind entlang der Mantellinie von der Modellspitze aus gemessen aufgetragen. Da die Werte im Staupunkt des Körpers weit höher lagen als auf der Mantelfläche des Körpers, wurde eine separate Graphik mit logarithmischem Maßstab rechts oben in die Schaubilder eingeblenet. Die Messergebnisse werden genutzt, um von numerischer Software zu prüfen und anzupassen, womit letztendlich das Verhalten realer Re-entry-Vehikel“ beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre simuliert wird.

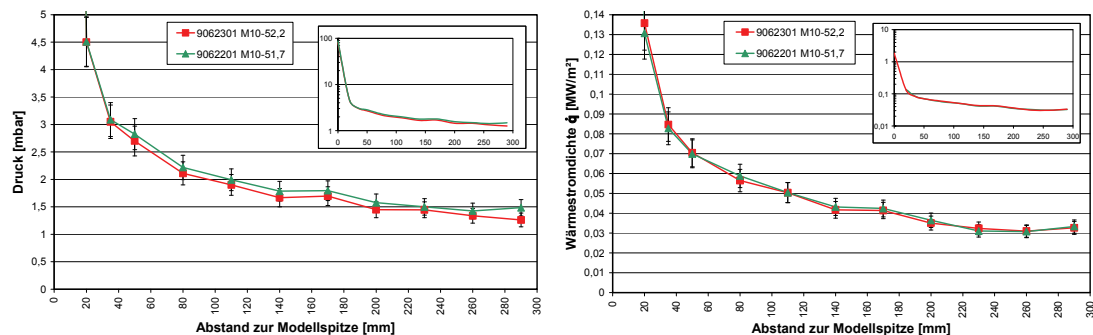


Fig. 4: Druck- und Wärmestrom an GK-A bei Mach 10 und 50 km

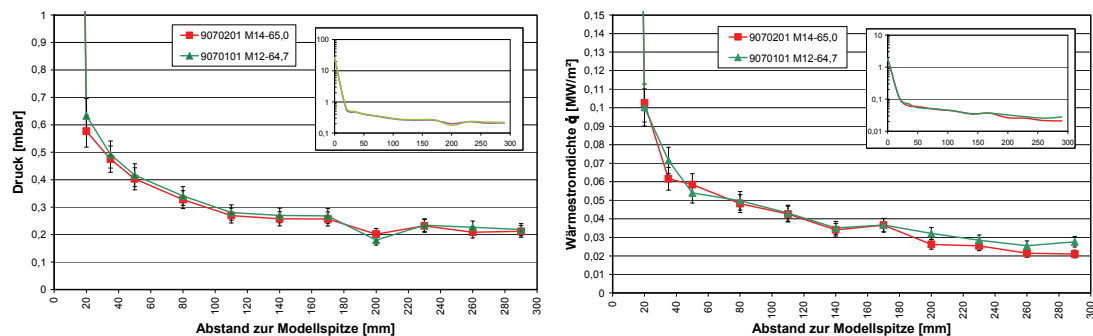


Fig. 5: Druck- und Wärmestrom an GK-A bei Mach 14 und 65 km

Literatur:

1. P. Berlemann, J. Srulijes, F. Seiler, Qualifizierung einer Mach-10-Düse und Wärmestrommessungen an einem Kegelmodell, ISL-Bericht NI 913/2006 (2006)
2. P. Berlemann, F. Seiler, J. Srulijes, Wärmestrommessungen an einem generischen Stoßrohrmodell mit einer Mach-10-Düse, ISL-Bericht NI 912/2007 (2007)

Weiteres Vorgehen:

Die Generierung von Hochgeschwindigkeitsströmungen zur Reproduzierung der Umströmung von Wiedereintrittskonfigurationen in die Erdatmosphäre in einer Bodenversuchsanlage ist für die Prüfung von numerischen Rechencodes unabdingbar, um verlässliche Vorhersagen über das aerothermodynamische Verhalten solcher Konzepte erhalten zu können. Dieses Potential wird genutzt, um weitere Konfigurationen, die GK-C- und GK-D-Konzepte, in Stoßrohr-Windkanal STB bei Re-entry-Konditionen zu testen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Hubschraubergruppe

Ansprechpartner:
Felix Bensing

Telefon: 0711 / 685-63435
e-mail: bensing@iag.uni-stuttgart.de

Institution:
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart

Adresse:
Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Thema:
Simulation of Helicopter aeromechanics employing weak CFD-CSD coupling in the unstructured simulation environment of the DLR TAU-Code

Ausgangssituation:
Recent progress in the development of computer hardware allows for the fluid flow simulation of increasingly complex geometries. Computational approaches to the solution of flow fields past helicopter configurations are to date mostly based on structured flow solvers which suffer from excessive time consumption in the manual grid generation process. Unstructured flow solvers offer a very flexible alternative. The strongly fluid-structure interactional nature of the flow field around the rotor blades calls for a coupling between the fluid flow and a structural dynamics solver. Furthermore, it is obvious that for a meaningful comparison between simulation and experiment a trimming procedure toward prescribed rotor parameters is needed.

Ziel:
The unstructured CFD solver TAU is augmented with the ability to treat flexible blade surface geometries by means of weak fluid-structured coupling. Rotor trim is also incorporated into the coupling process. Validation of the new toolchain against our standard toolchain featuring a block-structured approach is carried out by calculation of isolated rotor configurations. Work is currently progressed towards a helicopter configuration involving a more detailed geometrical modeling of the inner rotor hub region and a fuselage. Results of these computations will be compared to data obtained in the European GOAHEAD test campaign [1].

Lösungsweg:
In this work fluid-structure coupling is applied in an unstructured flow simulation environment. On the CFD side the URANS solver TAU is used and the Eurocopter flight mechanics software HOST is used for the processing of the structural dynamics. Coupling is realized in a weak manner, i.e. data exchange between both modules is done on a per-period basis. Concurrently, HOST realizes the trim procedure mentioned above in that in each trim iteration the control angles of the rotor are also updated to reach specified trim objectives.

Ergebnis:

First, a coupling of an isolated, four-bladed rotor was conducted for validation purposes. Hereby, a pure force trim of the rotor was employed. The trim objectives imposed on the rotor are shown in the table together with the results obtained with the two respective toolchains in the forth trim iteration (T4). Both methods show comparable performance with slight advantages for the TAU code. Figure 1 shows a comparison of the vertical force distributions on the rotor plane. In general, very good agreement between both toolchains is achieved. Subtle

	Objective	TAU (T4)	FLOWer (T4)
F_x [N] (streamwise)	-44.4	-44.5	-46.2
F_y [N] (lateral)	0.0	0.9	-1.4
F_z [N] (upward)	4501.2	4541.3	4535.9

STAB

differences are observed in that TAU produces slightly higher loads on the outer part of the advancing blade at about 110° azimuth and on the retreating side from 210° to 270° .

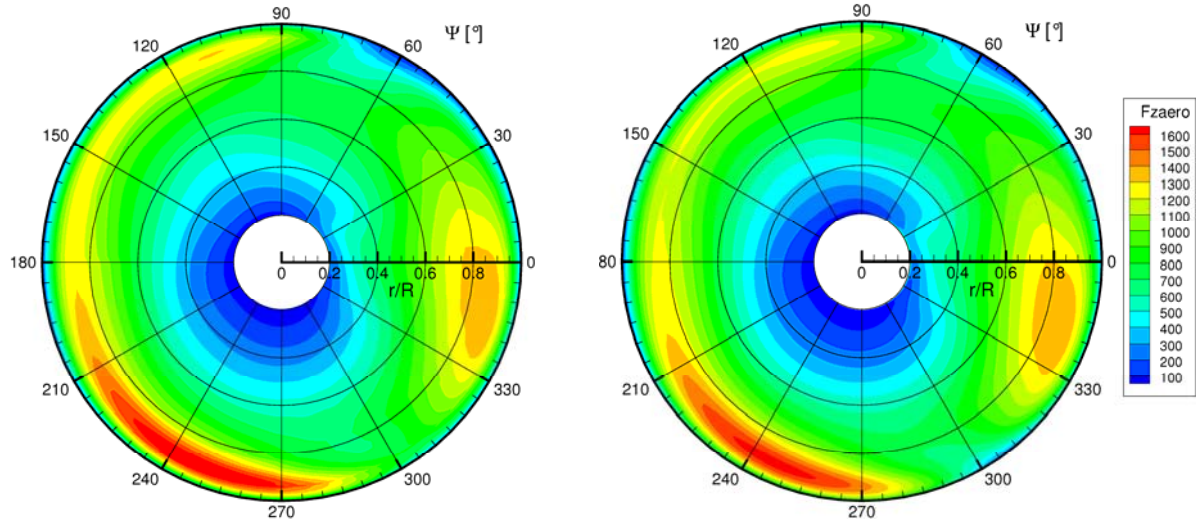


Figure 1: Comparison of the vertical force distributions on the rotor plane. Left: TAU-Code, right: FLOWer-Code

A more detailed comparison of the two approaches is shown in Figure 2. Variations of sectional chordwise (left) and normal (right) force coefficients are shown for three different radial stations. Again, good agreement especially in the inner part of the blade surface is obtained. Currently, a complete helicopter configuration featuring an Eurocopter NH-90 fuselage is being investigated. Results will be compared to experimental data of the European GOAHEAD test campaign.

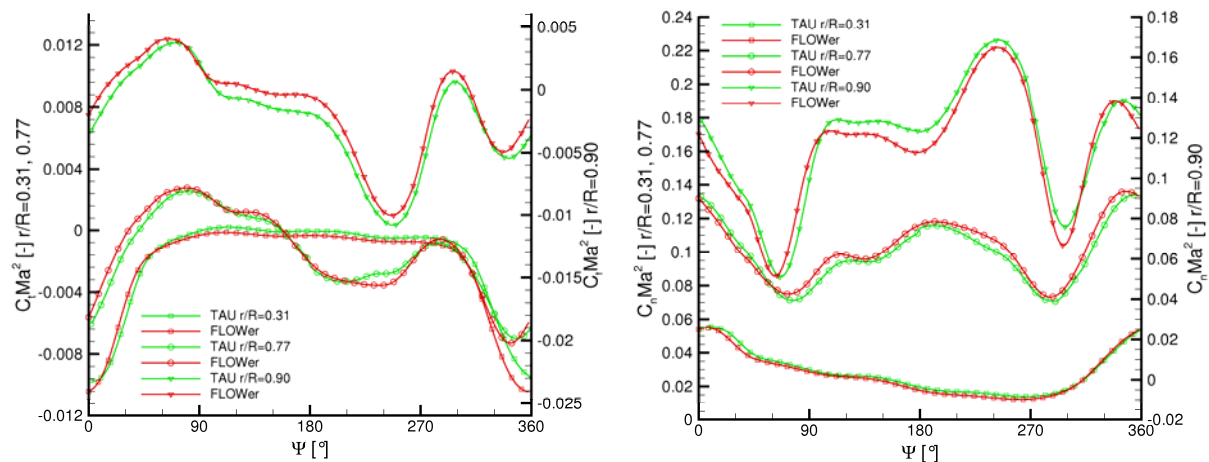


Figure 2: Comparison of sectional force coefficients (green: TAU, red: FLOWer). Left: tangential force, right: normal force

Literatur:

[1] Pahlke, K.: *The GOAHEAD Project*, Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia (2007)

Weiteres Vorgehen:

We developed a strategy for applying weak coupling between the unstructured TAU CFD solver and the flight mechanics software HOST. Validation simulations for the new toolchain have been conducted using an isolated 7AD rotor configuration. Currently, the flow field around a complete helicopter configuration is investigated. This will enable the computation of rotor wake / fuselage interactional phenomena such as the well-known tail-shake phenomenon with a degree of geometrical and thus fluid mechanical detail that is unknown to date when employing structured grid approaches. Especially the modeling of the rotor hub wake is believed to be improved significantly.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Ansprechpartner: Anthony Gardner, Tobias Knopp, Kai Richter, Henning Rosemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Hubschrauber

Adresse: Bunsenstrasse 10,
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2267
Telefax: 0551/709-2811
e-mail : tony.gardner@dlr.de

Weitere Partner: DLR-AS-HK, DLR-AS-CA, DLR-AE

Thema: Numerical investigation of pulsed air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil

Ausgangssituation: At dynamic stall conditions on helicopter airfoils, separated flow creates a dynamic stall vortex, which causes a lift peak as it forms, and then a rapid drop in lift and a negative spike in pitching moment as it swims off from the airfoil. The DLR-ONERA project SIMCOS is part of a long-term German-French cooperation to combat dynamic stall. The effect of pulsed and constant blowing jets on dynamic stall is being investigated experimentally and numerically, with the numerical investigation on pulsed jets described here. Pulsed blowing has potential advantages over constant blowing: power use is reduced, the pulsing acts as a turbulator to improve boundary layer stability, and it may eventually be possible by synthetic jets. A comparison to constant blowing, which is easier to realise experimentally and numerically, is desirable.

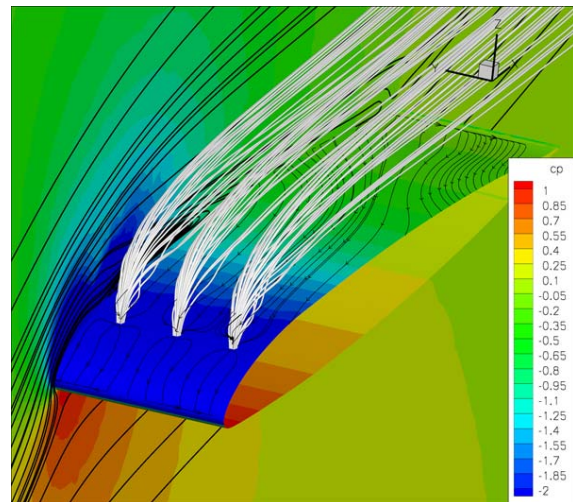


Figure 1: Vertical jets at 10% chord.

Ziel: Time-accurate computations using the DLR-TAU solver in URANS mode are presented for a 3D slice of the OA209 airfoil at a constant angle of attack of $\alpha=20^\circ$ ($M=0.31$, $Re=1.16e6$) and for a dynamically pitching OA209 airfoil at the SIMCOS "DS2" test condition ($M=0.31$, $Re=1.16e6$, $\alpha=12.87\pm7.13^\circ$, $\omega^*=0.101$). A single type of air injector (Figure 1) was evaluated using pulsed blowing at 100 pulses per period, and these results were compared to those without injection and with constant air injection at different pressures.

Lösungsweg: Pulsed jets were modelled by varying the total pressure on the jet inflow boundary. The jets were operated with a duty cycle of 50%, and the results were compared to those for constant blowing at the same maximum pressure as the jets (Constant blowing, full pressure), at the same mean mass flux (Constant blowing, half pressure), and with the jets off (Clean).

Ergebnis: Figure 2 shows the results for lift and drag at constant angle of attack. The constant blowing at full pressure stabilises the flow over the clean case, increases the lift and decreases the drag by providing a stable anchor for the separated flow on the top of the airfoil. The half pressure blowing increases the mean lift by about half that seen for the full pressure blowing, but new high-frequency unsteady behaviour is created as the jets cause a second smaller vortex to form in front of the jets. The pulsed blowing increases the lift by as much as the full pressure blowing, but the drag is worse than for the reference case. As seen in Figure 3, the oscillation of the flow for pulsed blowing is unrelated to the pulsation frequency, and is caused by the small vortex in front of the jets. The pulsation has an overshoot in mass flux as the flow is established, which swiftly reduces to constant flow as the jet flow

establishes. This overshoot causes part of the increase in drag over the constant blowing case, with the remainder caused by the splitting and rejoining of the separation as the jet is turned on and off.

Computing pulsed flow together with pitching motion is especially challenging, requiring a large investment in computing time and requires the computations to be very stable. Although the results for the pulsed blowing at constant angle of attack were promising, stability problems limited the investigation with pitching motion. No improvement in the dynamic stall behaviour was seen, over either the half pressure or the full pressure test cases, due to the pulsed blowing for this specific test case (Figure 4), despite the large improvements seen for constant blowing.

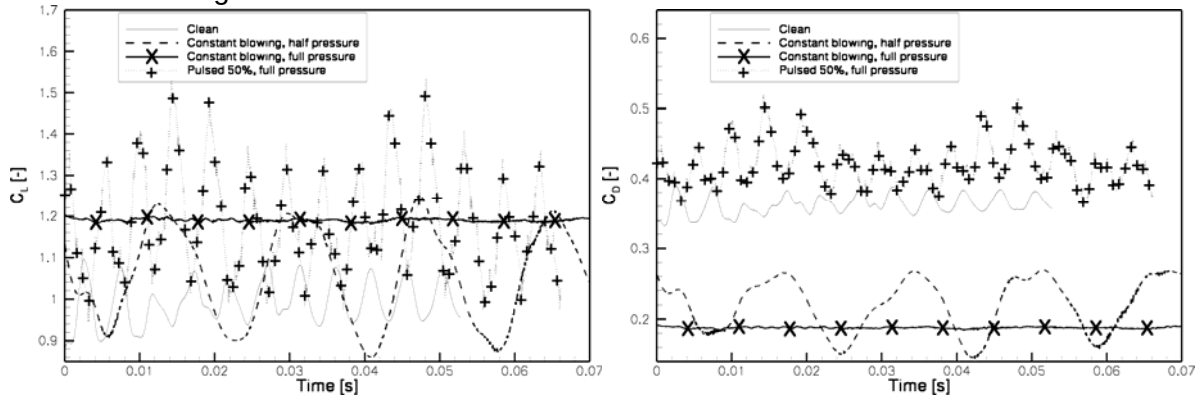


Figure 2: Results for $\alpha=20^\circ$ (Left) Lift, (Right) Drag.

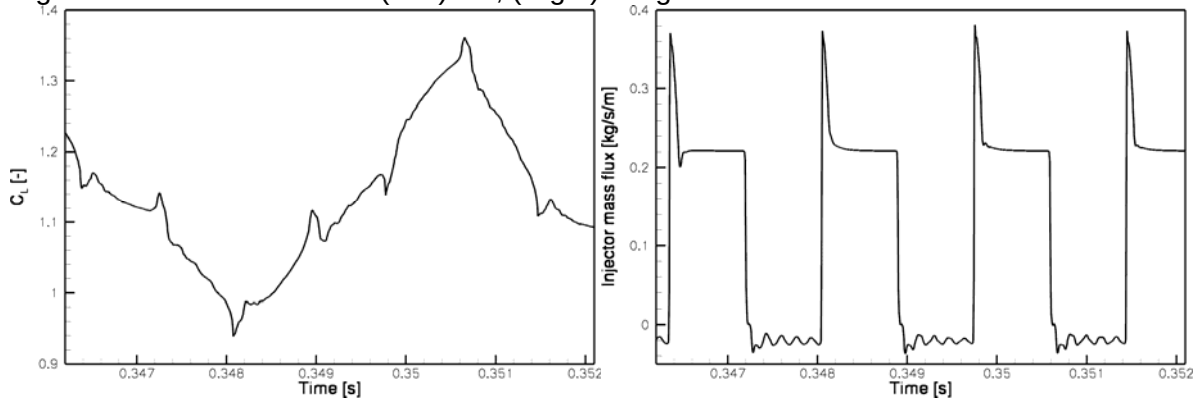


Figure 3: Results for one lift cycle at $\alpha=20^\circ$ (Left) Lift, (Right) Mass flux from the injector

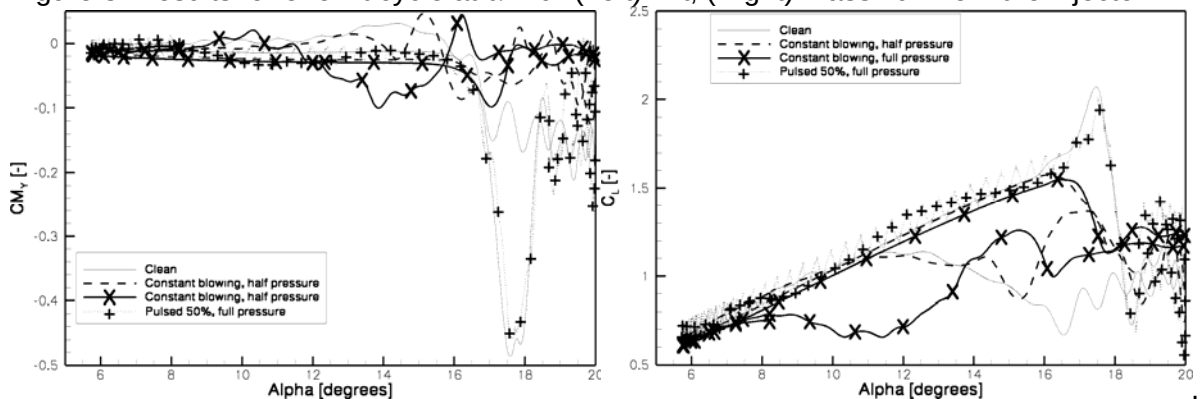


Figure 4: Results for pitching motion at DS2 (Left) Lift, (Right) Pitching moment.

Weiteres Vorgehen: This configuration will be evaluated experimentally in a wind tunnel model for the DNW-TWG, which is currently being prepared.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Anthony Gardner¹, Kai Richter¹, Holger Mai², Andree Altmikus³, Alexander Klein⁴, Claas-Hinrik Rohardt¹

Institution: ¹- DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

²- DLR, Institut für Aeroelastik

³- Eurocopter Deutschland, Aerodynamics (ETGA)

⁴- Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Anthony Gardner, DLR AS-HK Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2267, **e-mail :** tony.gardner@dlr.de

Thema: Experimental investigation of dynamic stall performance for the EDI-M109 and EDI-M112 airfoils

Ausgangssituation: The design of helicopter main rotor blade airfoils has changed in recent years to rely more strongly on numerical prediction of both the static and dynamic properties of potential airfoil designs. Due to problems with the accuracy of prediction models for the dynamic properties of airfoils, and in particular for dynamic stall, experimental investigations are still required to assess the dynamic performance of new airfoils. As part of the German Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo IV) projects INROS and SHANEL, the German Aerospace Center, University of Stuttgart and Eurocopter Deutschland have an ongoing cooperation to design and evaluate new helicopter airfoils. One objective within the design process was to consider the unsteady aerodynamic airfoil characteristics in order to avoid high pitching moments under dynamic stall conditions. Two new airfoils were designed for the main rotor of a helicopter with 9% and 12% thickness, designated EDI-M109 and EDI-M112. Klein *et al* [1] describe part of the design work.

Ziel: An experimental investigation of the airfoils was undertaken to assess the dynamic stall performance and compare this performance to the predictions during the design phase.

Lösungsweg: Carbon fibre models with chord length 300mm and width 997mm were produced for the 1m x 1m adaptive wall test section of the Transonic Wind Tunnel Göttingen. The adaptive test section has flexible top and bottom walls which can be statically adapted to minimise the interference velocities at the wall for the mean angle of attack of the model. The models were mounted horizontally in the test section (Fig. 1) and driven with pitch-oscillations from drive shafts through the side-walls attached at the 1/4-chord position. Hydraulic motors, located outside the test section, drove the model from both sides. The models were fitted with 48 Kulite unsteady pressure sensors on the centerline, situated to guarantee a maximum discretisation error of 1% in the lift, pressure-drag and pitching moment coefficients computed from the pressure taps during dynamic stall. The dynamic test points were produced for two classes of points. Firstly, points with low amplitude and high frequency were tested to produce data for the Liiva criterion [2] for dynamic stall strength. Secondly, points were taken with large amplitudes and low frequency, mainly to match a main rotor rotation rate of 6.6Hz. These simulated different blade oscillations similar to those seen in flight.



Fig. 1 The EDI-M112 airfoil model in the DNW-TWG.

Datum:

STAB

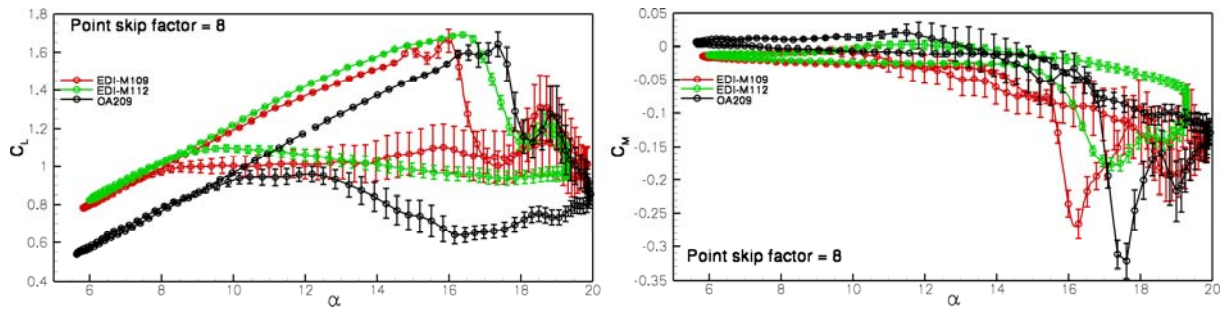


Fig 2 Comparison of lift (Left) and pitching moment coefficient (Right) for the EDI-M109, EDI-M112 and OA209 airfoils at $M=0.31$, $Re=1.2e6$, $f=5.7Hz$, $\alpha=13\pm7^\circ$.

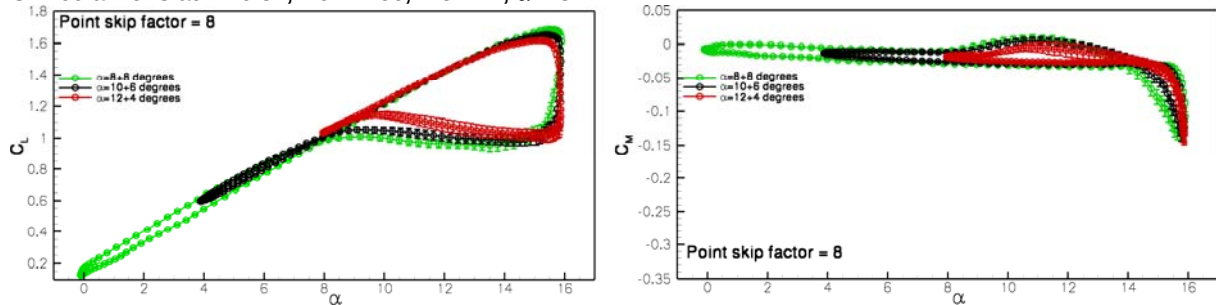


Fig 3 Comparison of lift (Left) and pitching moment coefficient (Right) for the EDI-M112 airfoils with constant maximum angle at $M=0.3$, $Re=1.8e6$, $f=6.6Hz$, $\alpha=8\pm8^\circ, 10\pm6^\circ, 12\pm4^\circ$.

Ergebnis: Fig. 2 shows a comparison between the EDI-M109, EDI-M112 and the OA209 airfoil measured in the TWGat the DS2 test case [3]. The measurement on the OA209 airfoil was carried out in 2003, and this data was sampled at only 128 points per period instead of 1024 points per period as for the new tests. The OA209 airfoil was developed in the 1960s and is provided here as a reference since the geometry is openly available. In Fig. 2 the EDI-M109 has a significant improvement in mean lift and a reduction in the pitching moment peak, when compared to the OA209 at this test point. The EDI-M112 has half the pitching moment peak, and increased lift over the EDI-M109. The EDI-M112 is a better airfoil than the EDI-M109 for dynamic stall conditions at Mach 0.3 and 0.4 and has a significant improvement in mean glide ratio (as computed by the pressure taps) over a pitching cycle. At Mach 0.5 it has a better glide ratio than the EDI-M109, but creates a stronger peak in the pitching moment at dynamic stall. Additionally, the peaks in lift and drag coefficient are improved (lift peak is increased, drag peak is reduced). The pitching moment peak is smaller for the EDI-M112 than the EDI-M109 for Mach 0.3 and 0.4, but increased for Mach 0.5.

Weiteres Vorgehen: The data collected also allows investigations into the effects of variation of amplitude at constant frequency, variation of frequency at constant amplitude and the comparison of Liiva-criterion damping with dynamic stall performance. In addition the effect of superposition of higher order sine-waves on the 1/rev driving signal were investigated. Finally, cases with the same maximum angle of attack and oscillation frequency and a different mean angle of attack were investigated (Fig 3.). The dynamic stall properties for these case (lift and pitching moment peaks, mean lift and drag over a cycle) were similar, and the differences were less than expected from the different angular velocities. The analysis of the data is ongoing.

Literatur:

- [1] Klein, A., Richter, K., Altmikus, A., Lutz, T., Krämer, E., *Unsteady criteria for rotor blade airfoil design*, 35th European Rotorcraft Forum, Hamburg, 22-25 Sept. 2009.
- [2] Liiva, J., *Unsteady aerodynamic and stall effects on helicopter rotor blade airfoil sections*, Journal of Aircraft, Vol. 6, No.1, 1969.
- [3] Richter, K., Le Pape, A., Knopp, T., Costes, M., Gleize, V., Gardner, A.D., *Improved Two-Dimensional Dynamic Stall Prediction with Structured and Hybrid Numerical Methods*, 65th AHS Forum, Grapevine (Texas) (2009).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Christoph Heister, Alexander Klein

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart

Telefon: +49 (0)531 295 3632
+49 (0)711 685 63412

e-mail: christoph.heister@dlr.de
klein@iag.uni-stuttgart.de

Weitere Partner: Eurocopter Deutschland

Thema: Numerische Vorhersage des Strömungsumschlags für Profil- und Rotoranwendungen mittels semi/empirischer Kriterien

Ausgangssituation:

Im industriellen Entwicklungsprozess von Drehflüglern wird die numerische Strömungssimulation intensiv zur Ermittlung von aerodynamischen Kenngrößen und Flugleistungen eingesetzt. Bei dem aerodynamischen Entwurf eines Blattes wird hierbei eine möglichst genaue Vorhersage der Leistungsgüte angestrebt. Die Berücksichtigung des Strömungsumschlags der Grenzschicht von laminarem zu turbulentem Zustand ist bei der Auslegung fortschrittlicher Blätter hierbei verstärkt von Interesse.

Ziel:

Zur Verbesserung der Leistungsvorhersage von Rotoren werden empirische und semiempirische Verfahren zur Vorhersage des Strömungsumschlags untersucht. Hierbei steht in Hinblick auf industrielle Anwendbarkeit die Validierung der Verfahren für Drehflüglerfälle im Vordergrund. Die Vorhersagemodelle werden in den blockstrukturierten Strömungslöser FLOWer des DLR implementiert.

Lösungsweg:

Das Umschlagsverhalten der Grenzschicht an Rotorblättern wird wesentlich durch einen positiven Druckgradienten in Sehnenrichtung oder durch eine laminare Ablöseblase mit nachfolgendem turbulenten Wiederanlegen bestimmt [1] [2]. Zur Umschlagsmodellierung werden daher Kriterien [3] nach z.B. Michel, AHD oder das Hüllkurvenverfahren nach Drela verwendet. Erforderliche Grenzschichtgrößen werden integral oder approximativ nach z.B. Thwaites [4] gebildet. Die Implementierung wird zunächst an einem Laminarprofil [5] validiert. Es folgen Validierungsrechnungen für einen isolierten Rotor im Schwebeflug, mit und ohne Berücksichtigung der elastischen Blattdeformation. Die Ergebnisse werden mit Anstrichbildern (Acenaphthen) eines entsprechenden DLR Flugversuches [6] verglichen.

Ergebnis:

Für den Fall des Laminarprofils wird die Position des Strömungsumschlags in enger Übereinstimmung mit experimentellen Daten vorrausgesagt, auch unter Verwendung approximierter Grenzschichtdaten.

Für den Fall des isolierten Rotors im Schwebeflug wird ebenfalls eine generell enge Übereinstimmung mit den Flugversuchsdaten erzielt, siehe Bild 1. Dies gilt für Rechnungen unter

Datum: 25.06.2010

STAB

Annahme starrer als auch elastischer Blätter. Deutlichere Abweichungen zwischen Rechnung und Flugversuch treten im Gebiet der Blattspitze auf. Die Berücksichtigung der Torsion des elastischen Blattes zeigt eine tendenzielle Verbesserung der Vorhersagegenauigkeit in diesem Bereich.

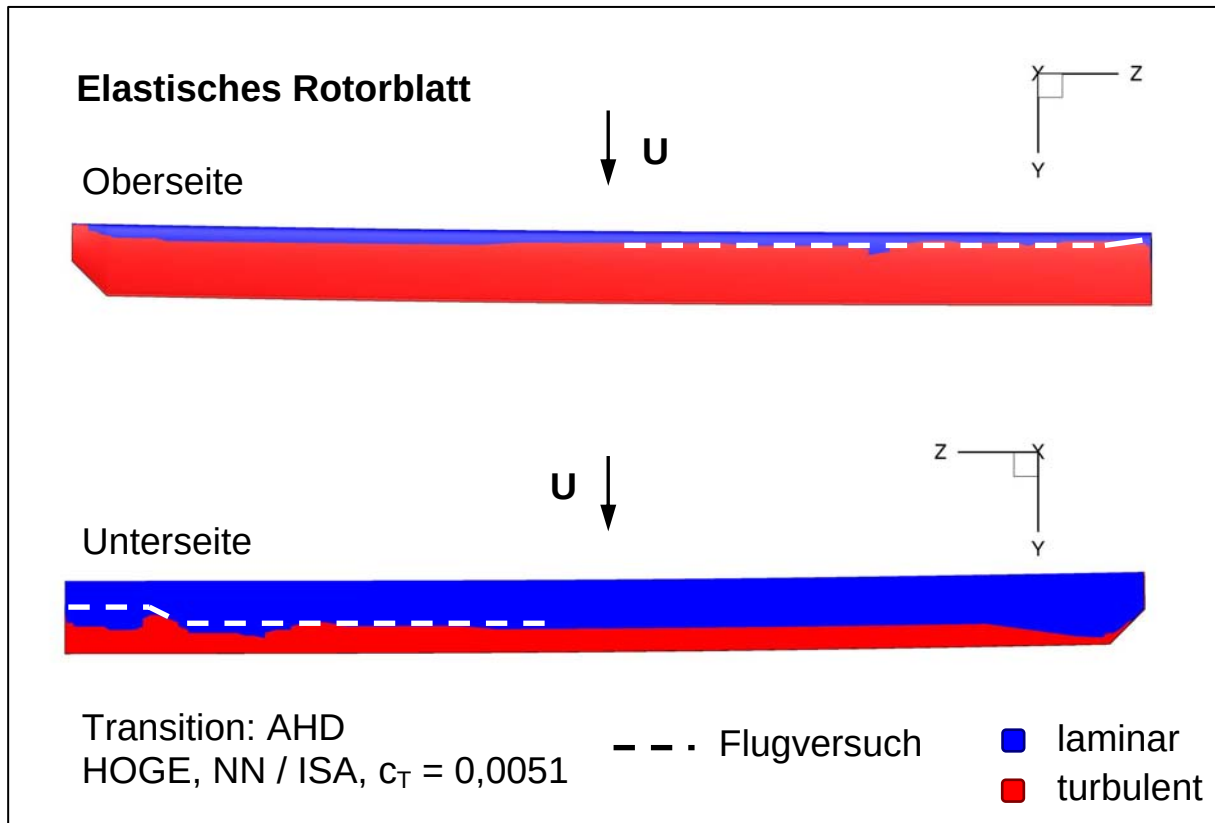


Bild 1: Bo 105 Rotor im Schwebeflug – Vergleich der berechneten und gemessenen [6] Transitionslage

Literatur:

- [1] Leishman, J.G.: „Principles of Helicopter Aerodynamics“, Cambridge University press, 2nd edition, New York, 2006
- [2] McCroskey, W.J.: “Measurements of boundary layer transition, separation and streamline direction on rotating blades”, NASA Technical Note, NASA TN D-6321. Washington, 1971
- [3] Arnal, D.: “Three-dimensional boundary layers: laminar-turbulent transition”, AGARD Report No 741, Toulouse Cedex, 1987
- [4] Thwaites, B.: “Approximate calculation of the laminar boundary layer”, Aern. Quaterly, Vol. 1, 1949
- [5] Somers, D.A. : “Design and experimental results for a natural laminar flow airfoil for general aviation applications”, NASA Technical Paper 1861, Scientific and technical information branch
- [6] Rohardt, C.-H.: “Strömungssichtbarmachung an Hubschrauberrotorblättern mittels Acenaphthen“, DLR IB 129 – 86/18, 1986

Weiteres Vorgehen:

Die vorgestellte Methodik soll im nächsten Schritt für instationäre Strömungsfälle weiterentwickelt und getestet werden - zunächst für schwingende Profile, anschließend für Rotoren im Vorwärtsflug.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: DREHFLÜGLER

Ansprechpartner: Dr.-Ing. W. Khier

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 3309
E-Mail: walid.khier@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Berechnung von kompletten Hubschrauberkonfigurationen im Vorwärtflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer inklusive Strömungs-Struktur-Kopplung

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Navier-Stokes Verfahren, validiert für die Berechnung der Umströmung von Hubschraubern unter der Annahme starrer Blätter

Ziel:

Erweiterung des Navier-Stokes Verfahren für die Berechnung der instationären aerodynamischen Kräfte einer kompletten Hubschrauberkonfiguration unter Berücksichtigung der Flugdynamik

Lösungsweg:

Im Rahmen des EU-Projekts GOAHEAD wurde mit dem Flug- und Strukturdynamik-Verfahren HOST, welches die Aerodynamik auf der Basis von Profiltabellen berechnet, ein getrimmter Flugzustand für den 7AD-Rotor berechnet. Die somit bekannte Blattbewegung und elastischen Verformung wurden dem CFD-Verfahren vorgeschrieben. Für die CFD-Berechnung wurde um jeden Komponente des Hubschraubers (Rumpf, Rotorkopf, Haupt- und Heckrotor Blätter) ein Rechnetz generiert, welches mittels der Chimären-Technik in ein Hintergrundnetz (Windkanalnetz) eingebettet wurde, so dass der Rotorkopf sowie jedes Blatt des Haupt- und Heckrotors unabhängig von den anderen Komponenten beliebige Starrkörperbewegungen und elastische Deformation (nur die Hauptrotorblätter) ausführen können. Die Rechnungen wurden unter Verwendung des Wilcox $k-\omega$ Turbulenzmodells durchgeführt. Um einen getrimmten Zustand auch für die CFD-Rechnungen zu erreichen, wurde eine sogenannte schwache Kopplung zwischen dem Flug- und Strukturdynamik-Verfahren und dem CFD-Verfahren verwendet.

Ergebnis:

Das Oberflächen-Rechnetz für die GOAHEAD Konfiguration ist in Abbildung 1 dargestellt. Abbildung 1 zeigt den Verlauf des Druckbeiwerts auf dem Rumpf über einer Rotorumdrehung und vergleicht diese mit experimentellen Daten. Man erkennt, dass die Simulation den 4/Rev Charakter der Messungen, trotz geringer Abweichungen im Betrag, mit hoher Genauigkeit wiedergibt. In Abbildung 3 ist die Druckverteilung für einen Profilschnitt des Rotorblatts bei r/R 0.825 und einem Azimutwinkel $\psi = 360^\circ$ (Rotorblatt zeigt nach hinten) dargestellt. Außerdem ist in den Bildern 2 und 3 der Unterschied in den Ergebnissen zwischen den „Blind-Test“-Rechnungen und den endgültigen Rechnungen auf der vermessenen Modellgeometrie wiedergegeben.

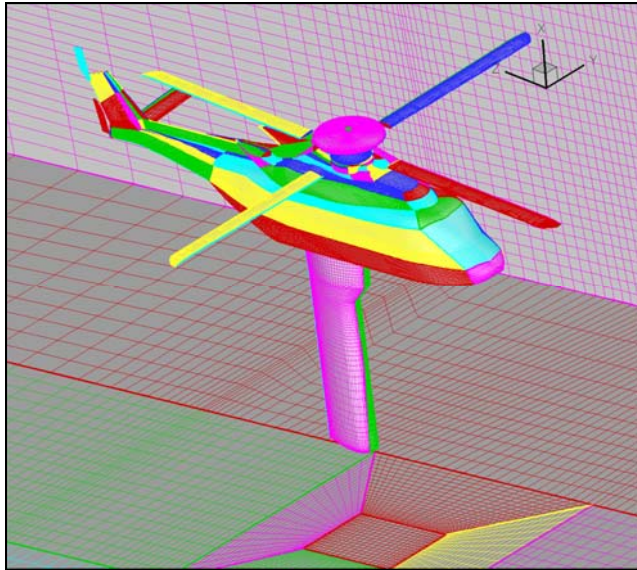


Abbildung 2: Rechennetz für die GOAHEAD Konfiguration

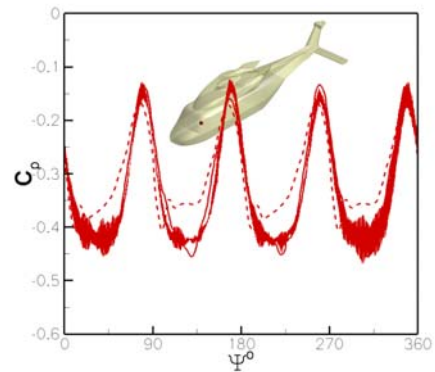


Abbildung 1: Vergleich der berechneten und der gemessenen Druckbeiwerte auf dem Rumpf; gestrichelte Linie: „Blind-Test“-Rechnung, dünne Linie: endgültige Simulation, dicke Linie: Messergebnisse.

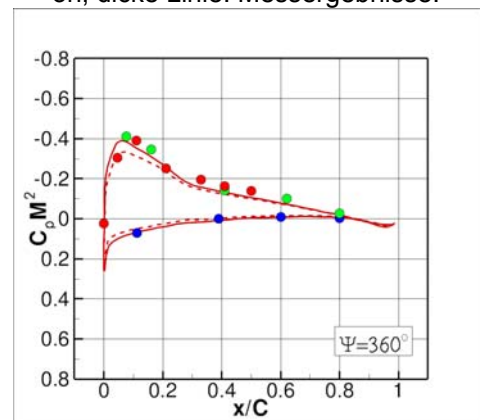


Abbildung 3: Vergleich der berechneten und der gemessenen Druckbeiwerte auf dem Rotor bei $r/R=0.825$; gestrichelte Linie: „Blind-Test“-Rechnung; dünne Linie: endgültige Simulation; dicke Linie: Messergebnisse.

Literatur:

- [1] Khier, W., Dietz, M., Schwarz, T., and Wagner, S., Trimmed CFD Simulation of a Complete Helicopter Configuration, Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia, September 2007.
- [2] Khier, W., Numerical Simulation of Air Flow Past a full Helicopter Configuration, Proceedings of the 35th European Rotorcraft Forum, Hamburg, Germany, September 2009.
- [3] Khier, W., Biava, M. CFD Prediction of Air Flow Past a Full Helicopter Configuration, Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum, Paris, France, September 2010 (zu erscheinen).

Weiteres Vorgehen:

Erweiterung des bestehenden CFD-Verfahrens mit Strömungs-Struktur-Kopplung für Rotoren auf die Simulation des freifliegenden Hubschraubers in Kooperation mit der Universität Stuttgart. Hierzu wird die Kopplung auf alle Hubschrauberkomponenten, wie z.B. Rumpf, Leitwerk und Heckrotor, erweitert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler aerodynamik

Ansprechpartner: Tobias Knopp, Anthony Gardner, Kai Richter

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092451

Telefax: 0551 7092416

e-mail: Tobias.Knopp@dlr.de

Thema: Anwendung von universellen Wandfunktionen am stationären und schwingenden Rotorblattprofil OA209 ohne und mit Strömungsbeeinflussung

Ausgangssituation: Im Rahmen des DLR-ONERA Projektes SIMCOS wurde der DLR TAU-Code um eine Randbedingung zur Strömungsbeeinflussung erweitert, s. Knopp (2010). Die Randbedingung erlaubt ein zeitlich konstantes oder variables Einblasen oder Absaugen sowie ein kombiniertes Einblasen und Absaugen mit Nettomassenstrom Null. Die Randbedingung wurde in SIMCOS und im LUFO IV Projekt AERONEXT zur numerischen Vorhersage von Strömungsbeeinflussung angewendet, s. auch Togiti et al. (2009).

Die Randbedingungen für die Strömungsgrößen des Freistahls können als näherungsweise inkompressibel oder als kompressibel vorgegeben werden. Eine weitere Option ist für die Simulation einer konvergent-divergenten Düse, die den Strahl auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt. Für die in RANS Modellen verwendeten Turbulenzgrößen wurde eine Randbedingung entwickelt, für welche die Wirbelviskosität und das turbulente Längenmaß in Übereinstimmung mit experimentellen Daten sind.

Numerische Tests zeigen, dass exakte Werte für den Massenstrom des Freistahls einen sehr starken Einfluss auf die aerodynamischen Beiwerte haben. Daher darf die Aktuierungsrandbedingung nicht auf der Profiloberfläche gesetzt werden, sondern die Geometrie unter der Oberfläche, d.h., der Aktuierungsschlitz, muss geometrisch berücksichtigt werden sowie möglichst auch die Wandgrenzschichten des Schlitzes. Hinsichtlich eines geeigneten Rechengitters wurden in Togiti et al. (2009) blockstrukturierte Netze verwendet, d.h., das Rohr und der Strahlnachlauf wurden mit einem zusätzlichen angepassten strukturierten Netz beschrieben. Dieses Vorgehen kann zu schlechten Gitterzellen führen und ist außerdem aufwändig. Eine Alternative bietet sich bei hybriden Netzen. Die Anzahl der prismatischen Schichten kann in der Nähe eines Aktuierungsschlitzes bei Nutzung des Gittergenerators CENTAUR durch sog. Chopping reduziert werden. Der Bereich des Freistahlnachlaufs kann dann größtenteils mit isotropen Dreieckselementen vernetzt werden. An der Verschneidung des Schlitzes mit der Profiloberfläche treten dabei Zellen mit großem Streckungsverhältnis auf. Das Streckungsverhältnis der Zellen lässt sich deutlich reduzieren, indem man universelle Wandfunktionen einsetzt, die Netze mit einem Wandabstand des ersten Punktes über der Wand von $y^+(1)=10$ erlauben.

Ziel: Das Ziel ist die Validierung von universellen Wandfunktionen für die Strömung um das Rotorblattprofil OA209 ohne und mit Strömungsbeeinflussung bei stationärem Anstellwinkel und bei Profilschwingung im Deep-Stall.

Lösungsweg:

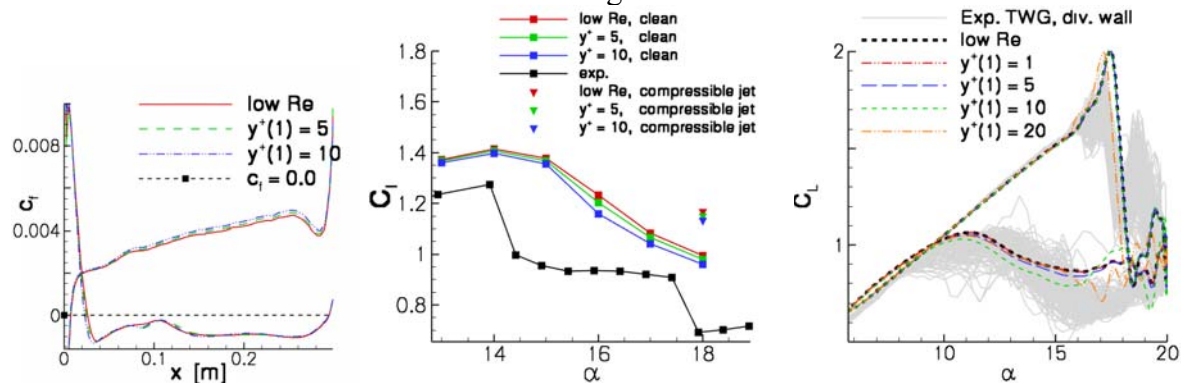
Zuerst wurde das OA209 Profil (clean, d.h. ohne Schlitz) ohne Aktuierung bei stationärem Anstellwinkel nahe bei und jenseits von $C_{A,max}$ mit dem Spalart-Allmaras (SA) Modell und dem $k-\omega$ SST Modell simuliert. Für das SA Modell ergab sich eine sehr gute Überstimmung der Ergebnisse mit Wandfunktionen auf Gittern mit $y^+(1)=5$ und $y^+(1)=10$ mit der low-Re Lösung auf dem Gitter mit $y^+(1)=1$. Auch im Post-Stall-Bereich bei massiver Ablösung fast auf der gesamten Profiloberseite wird der Ablösepunkt fast gitterunabhängig bzgl. $y^+(1)$ vorhergesagt. Die Gitterabhängigkeit bzgl. $y^+(1)$, siehe linke und mittlere Abbildung, ist klein

gegen die Abweichung der low-Re Lösung von den experimentellen Messwerten, die aber stark durch die Windkanalwände beeinflusst sind.

Danach wurde das Profil ohne Aktuierung bei harmonischer Profilschwingung im Deep-Stall gerechnet, wobei $\alpha(t) = \alpha_0 + \Delta\alpha \cdot \sin(\omega t)$ gilt mit dem mittleren Anstellwinkel $\alpha_0 = 12.87^\circ$, der Amplitude $\Delta\alpha = 7.13^\circ$ und der reduzierten Frequenz $\omega^* = \omega c / U_\infty = 0.1011$. Die Ergebnisse mit Wandfunktionen auf Gittern mit $y^+(1) = 5$ und $y^+(1) = 10$ stimmen sehr gut mit der low-Re Lösung überein. Auf Gittern mit $y^+(1) \geq 20$ zeigen sich allerdings deutliche Unterschiede zur low-Re Lösung, siehe rechte Abbildung.

Anschliessend wurde das Profil bei einem Anstellwinkel von 18° mit Strömungsbeeinflussung simuliert. Für das SA Modell ergibt sich ohne und mit Aktuierung eine stationäre Lösung. Dazu wurde für eine Schlitzbreite von $0.166\%c$ ein zeitlich konstanter Jet bei $x/c = 0.1$ tangential zur Wand mit $U_{jet} = U_\infty$ und $\rho_{jet} = 3\rho_\infty$ eingeblasen. Die Gitterabhängigkeit der Vorhersage zur Erhöhung von C_L ist ähnlich gering wie im Fall ohne Aktuierung, siehe mittlere Abbildung.

Ergebnis: Die Anwendung von universellen Wandfunktionen für Strömungsbeeinflussung am OA209 Rotorblattprofil liefert gute Übereinstimmung mit der low-Re Lösung auch für massiv abgelöste Strömungen, sofern $y^+(1) \leq 10$. Dadurch kann das Streckungsverhältnis der Zellen insbesondere im Bereich des Aktuierungsschlitzes deutlich reduziert werden.



Vorhersage mit dem SA Modell für das OA209 Profil bei $Ma = 0.31$, $Re = 1.15 \text{ Mio}$ zum Vergleich von Wandfunktionen auf Gittern mit $y^+(1) = 5$ bzw. $y^+(1) = 10$ mit der low-Re Lösung für $y^+(1) = 1$. Links: C_f -Verteilung für $\alpha = 18^\circ$. Mitte: C_L vs. α ohne (clean) und mit Strömungsbeeinflussung (compressible jet) bei tangentialem Einblasen beim Anstellwinkel $\alpha = 18^\circ$. Rechts: C_L vs. α für Clean-Profil bei harmonischer Profilschwingung $\alpha(t) = \alpha_0 + \Delta\alpha \cdot \sin(\omega t)$ mit mittlerem Anstellwinkel $\alpha_0 = 12.87^\circ$, Amplitude $\Delta\alpha = 7.13^\circ$ und reduzierter Frequenz $\omega^* = \omega c / U_\infty = 0.1011$.

Literatur:

Knopp et al. (2006): Knopp, T., Alrutz, Th., Schwamborn, D., A grid and flow adaptive wall-function method for RANS turbulence modelling. J. Comput. Phys. 220, 19-40, 2006.

Togiti et al. (2009): V. Togiti, V. Ciobaca, B. Eisfeld, T. Knopp, Numerical simulation of steady blowing active flow control using a differential Reynolds stress model. In Proceedings of the CEAS/KATnet II, 12-14 May 2009, Bremen, Germany, 2009.

Knopp (2010), The actuation boundary condition for flow control in the DLR TAU code. DLR Interner Bericht IB 224-2010 A44, DLR, 2010.

Gardner et al. (2010): A. Gardner, T. Knopp, K. Richter, H. Rosemann, Numerical investigation of pulsed air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil. STAB 2010.

weiteres Vorgehen:

Die Simulationen soll mit Windkanaltestdaten im Rahmen von SIMCOS validiert werden.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Hubschraubergruppe

Ansprechpartner:
Benjamin Kutz

Telefon: 0711 / 685-63410
e-mail: kutz@iag.uni-stuttgart.de

Institution:
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart

Adresse:
Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Thema:
CFD Calculation of a Helicopter rotor hovering in Ground Effect

Ausgangssituation:

Helicopters are well known to show significant improvements in their lifting capabilities in close proximity to the ground. They exhibit a rapidly expanding wake slip stream affecting both rotor thrust and power. This effect is recognized for rotor/ground plane distances smaller than one rotor diameter (see Leishman [1]) and can be observed for helicopters in free flight as well as during wind tunnel or whirl tower experiments. In slow forward flight or while in transition from hover to forward flight in dusty or snowy environments, flow recirculations can severely compromise the pilots view - a phenomenon termed brown- or whiteout. Ground effect is primarily affected by the ground plane distance and the blade loading, but also by geometrical parameters such as blade aspect ratio or twist.

Ziel:

This study attempts to predict flow features of an isolated Westland Sea Lynx tail rotor in ground effect focusing on hovering flight conditions. Numerical investigations are carried out using first principles computational fluid dynamics (CFD) and results are compared to experimental data and data obtained from a free wake model analysis published by Light [2]. Sample results are given for different rotor thrust coefficients (collective pitch angles) and ground plane distances.

Lösungsweg:

The block-structured, second order accurate Finite-Volume CFD-Code FLOWer [3] is used for the solution of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations employing the Wilcox $k-\omega$ turbulence model for closure. Grid generation around the blade is simplified using blade component and background meshes in conjunction with the Chimera technique of overlapping grids. Several combinations of rotor/ground plane distances and thrust coefficients are tested against the experimental data. Due to CPU time limitations, steady flow simulations were preferred over time accurate computations. The validity of this steady approach is shown via two sample cases which are also computed in a time-accurate manner.

Ergebnis:

The table shows the cases considered in this study where OGE denotes out of ground effect calculations without any wall below the rotor, figures followed by an asterisk are of preliminary nature and data points denoted by N/A are data points not yet calculated but still to be part of the final paper content. The letters (S) and (U) in the first column denote steady and unsteady simulation runs respectively. As can be seen from the table, agreement with experimental data is generally quite good in the thrust coefficient with a maximum deviation of about 12% for the OGE case at a collective pitch of 15° . From the two calculations of the deep in ground effect case ($h/R=0.32$) some conclusions were drawn about the validity of

the steady simulation approach: while the deviation to the experimental value is lower for the unsteady approach, the steady result is still well within an error margin of about 7%. Also, satisfying convergence of the thrust coefficient could be obtained in the steady case. Furthermore, flow field visualizations showed no visible differences in terms of tip vortex geometry. Based on these findings and on the second comparison at a medium ground distance ($h/R=0.84$) that is still to be conducted, CPU time

Rotor/Ground plane dist. (h/R)	Collective [°]	C_T [-] Exp.	C_T [-] CFD
OGE (S)	17	0.018928	0.019912
OGE (S)	15	0.016016	0.017981
OGE (S)	14	0.014560	0.016280
0.32 (S)	15	0.019760	0.021218
0.32 (U)	15	0.019760	0.020209*
0.52 (S)	15	0.018720	0.018940*
1.54 (S)	15	0.016640	N/A
0.84 (S)	13	0.014768	0.015986
0.84 (U)	13	0.014768	N/A

limitations lead us to the decision in favour of the steady approach. The two Figures show the axial and radial vortex locations as functions of the tip vortex wake age for an out of ground (OGE) computation and the deep in ground effect case ($h/R=0.32$) in comparison to the experimental data published by Light [2]. Axial positions of the vortex core as well as axial descent rates are in very good agreement to the experiment even for high wake azimuth angles where Light notes that experimental data acquisition is error-prone due to possible unsteadiness. Some weaknesses occur for medium-aged vortices (azimuth $180^\circ \dots 260^\circ$) in the out of ground case. The CFD calculation tends to overpredict the contraction of the wake here. In ground effect the development from contraction to expansion of the wake slip line is accurately modeled and well within the scatter of the experimental data.

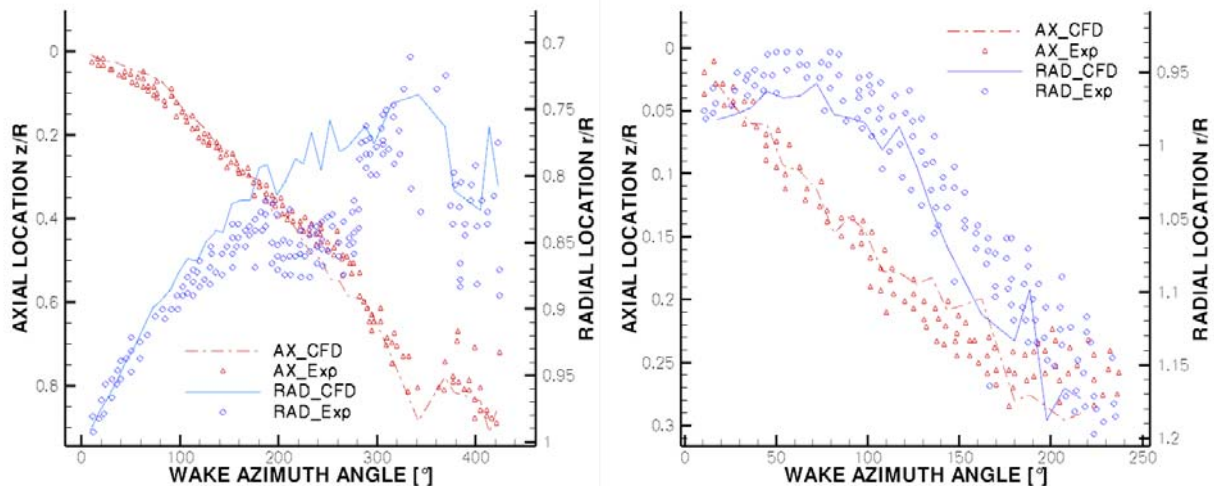


Figure: Comparison of axial (red) and radial (blue) tip vortex core locations as a function of wake age. Left: out of ground effect case (collective 17°), right: in ground effect case ($h/R=0.32$)

Literatur:

- [1] Leishman, J. G.: *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge Aerospace Series, 2nd ed., 2006
- [2] Light, J. S.: *Tip Vortex Geometry of a hovering Helicopter Rotor in Ground Effect*. NASA Ames Research Center, Moffet Field, California, May 1989. Proceedings of the American Helicopter Society 45th Annual Forum.
- [3] Kroll, N., Eisfeld, B., Bleecke, H. M.: *FLOWer*. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Braunschweig, 1999, Vol. 71, p. 58-68

Weiteres Vorgehen:

The herein before mentioned solution technique has proven suitable for the simulation of hovering rotors in ground effect. So far, a configuration only consisting of an isolated hovering rotor has been tested. Future work will include a helicopter fuselage to incorporate interference and blockage effects and render possible ground effect predictions of realistic configurations.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hubschrauber

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Sascha Schneider

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Kapellenstraße 13, 82008 Unterhaching

Telefon: 089 6000 6531

e-Mail: sascha.schneider.web@t-online.de

Thema: Entwicklung eines numerischen Simulationsverfahrens zur genaueren Vorhersage von Blattwirbelinteraktionen (BVI) bei Hubschraubern

Ausgangssituation:

Neben der Leistungsoptimierung aus ökologischen und wirtschaftlichen Gründen gewinnt heute zusätzlich die Reduktion des Lärms immer mehr an Bedeutung. Am Hauptrotor eines Hubschraubers treten zwei maßgebliche Lärm-Phänomene auf: der HSI-Lärm (*High Speed Impulsive Noise*) und der BVI-Lärm (*Blade Vortex Interaction Noise*). Hauptaugenmerk dieser Arbeit liegt auf dem Blattwirbelinteraktionslärm (BVI), welcher während des Landeanflugs auftritt (ICAO Zertifizierungstestfall: Sinkflug mit 6° bei einer Fluggeschwindigkeit von 65kts).

Die numerischen Simulationsverfahren wie beispielsweise die am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelten Methoden FLOWer und TAU sind zwar heute schon in der Lage die Trajektorien der Wirbel vorherzusagen, jedoch verhindert die unphysikalisch schnelle Dissipation der Blattwirbel eine hinreichend genaue Vorhersage der Wirbelstärke und damit auch der Aeroakustik. Eine Ursache liegt in den hohen räumlichen Diskretisierungsfehlern, welche stärker bei Verwendung von zu groben Netzen und niedriger Verfahrensordnung ins Gewicht fallen. Damit eine hinreichend genaue Simulation der Blattwirbel gewährleistet werden kann, muss entweder die Gitterweite des Netzes sehr klein sein, was jedoch auf Kosten der Rechenleistung geht, oder die Verfahrensordnung erhöht werden.

Ziel:

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines numerischen Simulationsverfahrens zur genaueren Vorhersage von Blattwirbelinteraktionen bei Hubschraubern.

Lösungsweg:

Das Konzept sieht die Kopplung des unstrukturierten Strömungslösers TAU mit dem innerhalb dieser Arbeit neu entwickelten kartesischen Strömungslösers *CartesianTAU* vor. Damit können die Vorteile des unstrukturierten TAU Codes wie beispielsweise die lokale instationäre Adaption oder auch die Flexibilität der Netzgenerierung bei komplexen Geometrien mit den Vorteilen des kartesischen Lösers wie zum Beispiel effiziente Verfahren höherer Ordnung verbunden werden.

Zentrales Merkmal des kartesischen Lösers *CartesianTAU* bildet das implementierte zentrale und kompakte Padé-Verfahren höherer Ordnung in der Finiten-Volumen Diskretisierung. Dieses Verfahren beinhaltet neben die für die Berechnung der Flussbilanz notwendige Padé-Interpolation höherer Ordnung (Interpolation der primitiven Variablen auf die Zellseitenflächen) auch die zur Stabilisierung des Verfahrens notwendige Padé-Filterung höherer Ordnung des Lösungsvektors. Bei der Berechnung der einzelnen Flussterme müssen zur Wahrung der höherer Ordnung Korrekturterme ermittelt werden. Diese Korrekturterme beinhalten Gradienten die wiederum mit dem Padé-Verfahren höherer Ordnung bestimmt werden. Ein weiterer wichtiger Bestandteil des kartesischen Lösers ist die Chimära-Technik inklusive einem Lochschneide-Algorithmus. Für die Chimära-Interpolation

Datum:

STAB

wurde eine Lagrange-Interpolation 2ter und 4ter Ordnung eingebunden. Ein erste Version eines Lochschneide-Algorithmus, basierend auf vom Anwender definierte Lochgeometrien, ist ebenfalls eingebunden. Weitere Merkmale der derzeitigen Version des *CartesianTAU* sind die Mehrblockfähigkeit, Parallelisierung des Strömungslösers inklusive einer einfachen Partitionierung der Netze, Möglichkeit zur Definition von Netzbewegungen. Weiterhin sind folgende Randbedingungen implementiert: Fernfeld-, Symmetrie-, Chimära- und periodische (translatorisch) Randbedingung.

Erste Ergebnisse:

Abbildung 1 zeigt die Druckverteilung eines mit der Strömung konvektierten 2D-Wirbels. Dieser einfache Testfall soll als Ersatzmodell eines 3D-Blattspitzenwirbels dienen. Anwendung findet das zentrale Jameson Verfahren (ohne Dissipation) und das zentrale und kompakte Padé-Verfahren 4ter Ordnung. Zur Stabilisierung beider Verfahren wird die Padé-Filterung 8ter Ordnung eingesetzt. Der Chimära-Randaustausch findet mit der implementierten Chimära-Langrange-Interpolation 4ter Ordnung statt und der Strömungszustand wird über eine Netzbewegung definiert. Die Rechnung erfolgte parallel auf zwei Kernen.

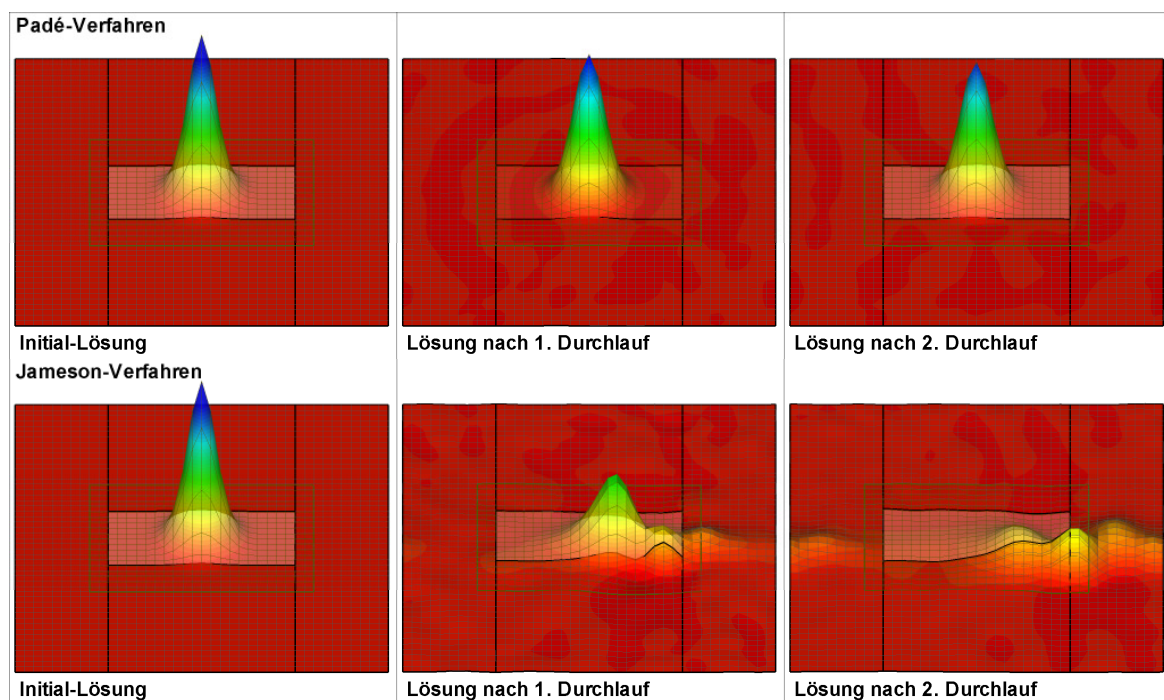


Abbildung 1: Druckverteilung eines mit der Strömung konvektierten Wirbels, in grün und schwarz sind die überlappenden Chimära-Gitter dargestellt

Weiteres Vorgehen:

- Validierung der Chimära-Implementierung inklusive dem Lochschneiden
- Kopplung von *CartesianTAU* mit TAU
- Anwendung des neuen Simulationsverfahren auf einen isolierten Rotor im Sinkflug mit anschließender aeroakustischer Auswertung

Literatur:

- [1] Sanjiva K. Lele
„Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution“
- [2] Chris Lacor, Sergey Smirnov, Martine Baelmans
“A Finite Volume Formulation of Compact Central Schemes on Arbitrary Grids”
- [3] Datta V. Gaitonde, Miguel R. Visbal
“Padé-Type Higher-Order Boundary Filters for Navier-Stokes Equations”
- [4] Sherer, Scott E. und Scott, James N.
„High-order compact finite-difference methods on general grids“

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. F. Vogel, Dr. C. Breitsamter, Prof. Dr. N.A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik,
Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching b. München

Telefon: 089-289-16171
e-mail: florian.vogel@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Eurocopter Deutschland GmbH

Thema: Einfluss der Windkanalaufhängung auf die Umströmung einer Hubschrauberkonfiguration

Ausgangssituation:

Das Windkanalexperiment ist eine der wichtigsten Untersuchungsmethoden bei der Hubschrauberaerodynamik. Hierbei werden neben den aerodynamischen Lasten, die Oberflächendrücke auf dem Rumpf und das Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf gemessen. Zur Befestigung in der Messstrecke wird am Windkanalmodell eine Halterung angebracht. Die konventionelle Art der Aufhängung ist von der Zellenunterseite (**Abbildung 1**). Durch diese Befestigungsvariante wird die Umströmung der Zelle gestört und entspricht nicht mehr der realen Hubschrauberumströmung.

Ziel:

Ziel dieser Arbeit ist die Untersuchung des Stieleinflusses auf die Rumpfumströmung und dessen Nachlauf. Dabei sind vor allem die Änderungen der aerodynamischen Lasten, die Ablösecharakteristik am Zellenheck und die Veränderung des Zellennachlaufs durch die Windkanalaufhängung in Abhängigkeit des Anstell- und Schiebewinkels von Interesse.

Lösungsweg:

Für die Untersuchungen wurden verschiedene Versuchsaufbauten verwendet. Dabei kamen drei Aufhängungsvarianten zum Einsatz (**Abbildung 1**, **Abbildung 2**, **Abbildung 3**). Neben den aerodynamischen Lasten auf die Hubschrauberzelle wurden auch die Drücke im Zellenheck und das Geschwindigkeitsfeld im Zellennachlauf aufgenommen und miteinander verglichen.

Ergebnis:

In **Abbildung 4** ist der Widerstandsbeiwert c_W und der Auftriebsbeiwert c_A als Funktion des Anstellwinkels mit Aufhängungsvariante 1 und 2 aufgetragen. Dabei wird deutlich, dass die Stielbefestigung bei höheren positiven und negativen Anstellwinkeln einen Einfluss auf Auftrieb und Widerstand hat. Besonders signifikant wird dies auch beim Vergleich der Druckverteilung an der Hecktür (**Abbildung 5**) und am Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf (**Abbildung 6**) für Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$.

Datum: 30.06.2010

STAB

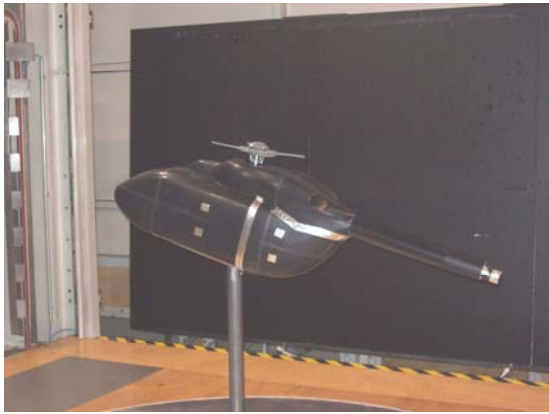


Abbildung 1: Windkanalbefestigung an Zellenunterseite (Befestigungsvariante 1)



Abbildung 2: Windkanalmodell mit Befestigung am Ausleger (Befestigungsvariante 2)

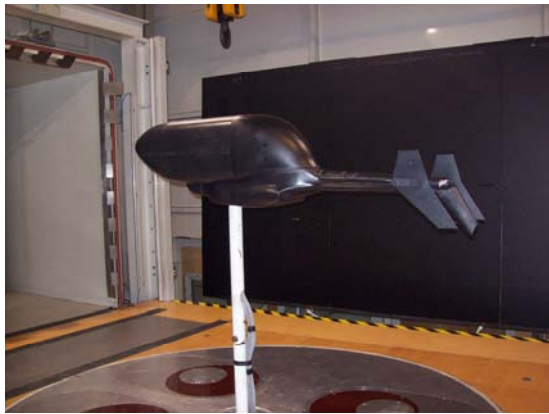


Abbildung 3: Windkanalmodell mit Befestigung an Zelloberseite (Befestigungsvariante 3)

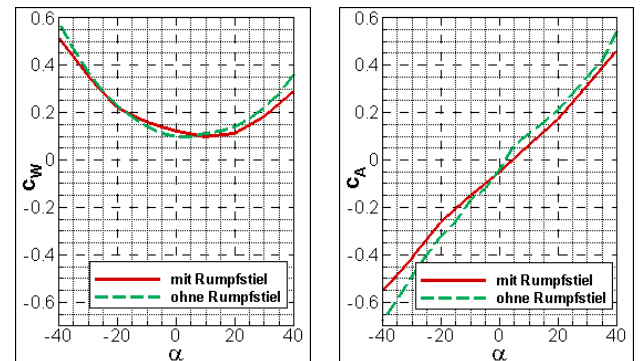


Abbildung 4: Widerstands- und Auftriebsbeiwert als Funktion des Anstellwinkels - mit/ohne Befestigungsstiel

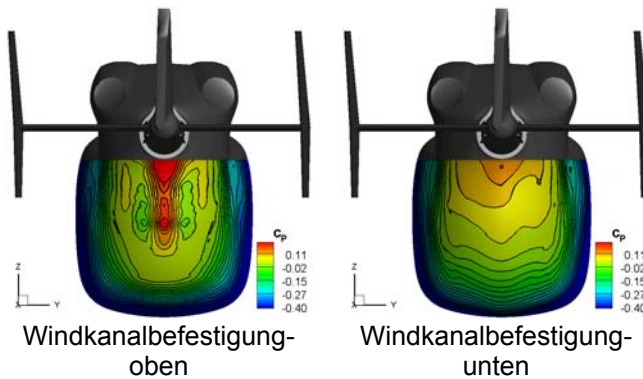


Abbildung 5: Oberflächendrücke am Zellenheck bei $\alpha = 0^\circ$

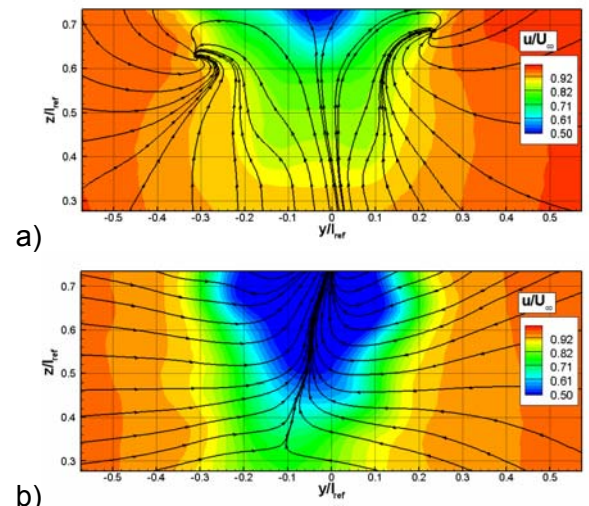


Abbildung 6: Geschwindigkeitsfeld im Zellennachlauf $\alpha = 0^\circ$: a) Windkanalbefestigung oben, b) Windkanalbefestigung unten

Literatur:

- J. Seddon, "Basic Helicopter Aerodynamics," Blackwell Publishing, 2002

Weiteres Vorgehen:

Weiteres Vorgehen wird die numerische Untersuchung der Rumpfumströmung mit der Befestigungsvariante am Ausleger und der Vergleich mit den experimentell ermittelten Ergebnissen sein.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik für Bodengebundene Fahrzeuge (Eisenbahn)

Ansprechpartner: Mattias Jönsson

**Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung: Fluidsysteme**

Adresse: Bunsenstraße 10, 370 73 Göttingen

Telefon: 0551-7092841

Telefax: 0551-7092581

E-Mail : Mattias.Joensson@dlr.de

weitere Partner: Sigfried Loose (DLR), Claus Wagner (DLR)

Thema: PIV Measurement of the flow field underneath a generic high-speed train and the effects of ground and train roughness

Ausgangssituation:

Ballast projection or also known as ballast flight takes place whenever one or more stones start to move or fly underneath the train, the flying stones can then damage the underframe equipment of the train and can also damage trackside objects when the ballasts are reflected to the side.

Ballast projection has been considered as a problem in train aerodynamics since the 1980's. Back then it was correlated with snow and ice accumulation on the train underframe and its dropping during travel. This problem could be minimized e.g. by lowering the ballast [1]. Since the beginning of the 21st century ballast projection incidents were reported also in the absence of winter conditions [2]. This indicates that the aerodynamic loads induced by high-speed trains are high enough to move the ballasts on the track bed [3]. To gain more knowledge regarding this observation many interesting studies were made within the DeuFraKo project [4], including a full scale measurement [5]. But only few tests were performed with scaled models until now which was one of the reasons for us to conduct the water towing tank measurements described below.

Ziel:

The model test measurements were performed to give an alternative to CFD and to full scale measurements. In comparison to full scale measurements the entire flow field underneath the train can be resolved with Particle Image Velocimetry (PIV) with a scaled model, which was also one of the objectives for this work. Another aim of the measurements was to find out if it is possible to simulate the reality with scale model tests to find the similarities and the differences. Three different train configurations were considered to simulate the best achievable train (completely smooth), a conventional train and a worst case scenario train. Further the effect of the different track beds on the underfloor aerodynamics were investigated by manipulating the ground roughness.

Lösungsweg:

Two component Particle Image Velocimetry (PIV) measurements were performed in the water towing tank at DLR Göttingen. The PIV setup was arranged in a way that the plane between the ground and the train at the centre of the train could be measured. The 1:50 generic high-speed train model consisting of two endcars and two cars was hauled through the water with the help of a moving model rig. Hence the realistic flow between train and ground could be simulated. The three different train configurations were measured: a smooth configuration with no bogies and the bogie cut outs and the inter car gaps covered, a conventional train configuration with 2 bogies per car and the rough configurations where the bogies were removed and the bogie cut outs were left open. The considered track beds consist of the slab track and the bi-block track bed. The slab track was realized simply by using a Plexiglas plate and the bi-block track bed with the help of a grinding belt. The roughness or the grain size of the grinding belt was chosen that the grain size was in the same range as the ballasts of a European train track bed.

STAB

Ergebnis:

In Fig. 1 the magnitude of the velocity distribution obtained with Particle Image Velocimetry in the water towing tank reflects the underfloor aerodynamics of the considered configuration of a high-speed train. The flow topology showed in [5] could also be identified from these towing tank measurements, such as the flow field around the head and the tail. So far the scaling could not be verified. One reason might be the simplifications that had to be done on the bogies used for the scaled towing tank model. Nevertheless the flow field was fully developed for the second car which corresponds to the observation made in full scale measurements. Further the values of dimensionless mean velocity component in travelling direction were also in the same range. Further the effect of the ground roughness on the flow field could be identified was found. For the rougher ground a lower velocity was found for all train configurations. The largest effect was be found in the lower half of the gap ($z/H < 0.5$) between train and ground. The main difference between the considered train configurations was that the measurements for the smooth ground configuration reflected the lowest values of the velocity component in train travel direction of all train configurations. For the vertical velocity component the maximum values were found around the bogies, where the biggest cavities of a high-speed train are located. The rough train configuration showed the highest values around this area followed by the train configuration and the smooth train configuration. The smooth train configuration had a vertical component fluctuating velocity field, which reflects the turbulence intensity of the flow, was nearly zero as expected due to the absence of the cavities.

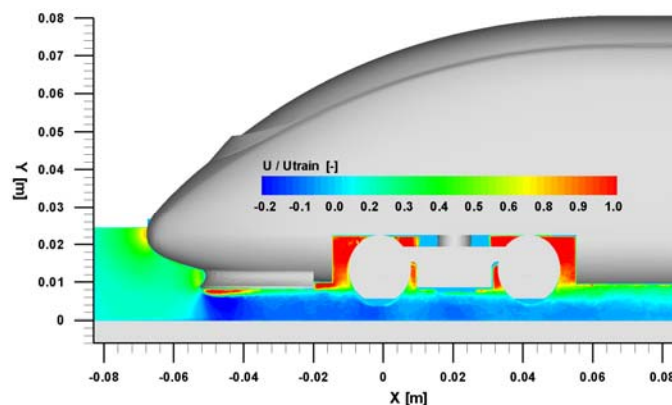


Figure 1: The PIV ensemble average flow field around the head. Visualized is the velocity in direction of travel normalized with the train speed.

Literatur:

- [1] K. Shinojima. Study on the Phenomena of Snow Adhering to and Dropping from Shinkansen Train, and the Countermeasures. Quarterly Reports vol.25 No.2, p 41 – 44, 1984.
- [2] P. Claus. DeuFraKo AOA WP 1.2 Ballast Projection: Prestudy of Ballast Projection Incidents. 071119-AOA-WP1.2-Prestudy-V1.0, 2007.
- [3] A., D. Quinn, M. Hayward, C., J. Baker, F. Schmid, J. A. Priest and W. Powrie. A full-scale experimental and modelling study of ballast flight under high-speed trains. Proc. IMechE Vol. 224 Part F: J. Rail and Rapid Transit, p 61 – 74, 2009.
- [4] H., J. Kaltenbach. DeuFraKo AOA WP1: Underfloor Aerodynamics Summary Report. 080229-AOA-WP1, 2008.
- [5] P. Deeg, M. Jönsson, H. J. Kaltenbach, M. Schober and M. Weise. Cross-Comparison of Measurement Techniques for the determination of train induced Aerodynamic Loads on the trackbed. Proceedings of the BBAA VI, Milano, Italy, July 20-24, 2008.

Weiteres Vorgehen:

The next steps in the investigation of the underfloor aerodynamics of high-speed trains is to build a new ground for the towing tank. The new ground should represent the conventional ballast sleeper track bed and with this ground the existing track beds are measured. High-speed PIV measurements are also planned to capture the instationary effects underneath the train and to compare instantaneous results to the average results.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flow Control / Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner:

Daniel Krentel, Wolfgang Nitsche

Institution:

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Aerodynamik

Adresse:

Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: 030 / 314 - 23093

e-mail: daniel.krentel@ir.tu-berlin.de

Thema:

Untersuchungen zur aktiven Widerstandskontrolle mittels periodischer Druckluftaktuatoren an einem Ahmed-Body-Modell

Ausgangssituation:

Die Anwendung von periodischen Druckluft-Störimpulsen zur aktiven Ablöse- und Widerstandskontrolle ist ein am Fachgebiet Aerodynamik der TU Berlin langjährig erprobtes Mittel zur Unterdrückung von turbulenter Strömungsablösung an Flügelmodellen in Hochauftriebskonfiguration und zur Verringerung des Gesamtwiderstandes an stumpfen Körpern und generischen Fahrzeugmodellen. An stumpfen Körpern wie der bekannten Ahmed-Body-Geometrie (siehe Abb. 1 links und Ahmed et al. 1984) ist der aufgrund der Ablösung am Körperheck große Druckwiderstand der dominierende Widerstandsanteil. In Abhängigkeit von der Heckkonfiguration (Heckwinkel φ , siehe Abb. 1 links) bildet sich die Topologie des Rezirkulationsgebietes aus. Bei Heckwinkeln, die einen kritischen Wert von ca. 30° übersteigen, gibt es keine Längswirbel mehr, das Ablösegebiet wird im zeitlichen Mittel von zwei gegenläufigen Querswirbeln bestimmt. Viele reale Anwendungen wie LKW, PKW, Bahnen etc. haben eine ähnliche Stumpfkörperumströmung mit entsprechend großem Gesamtwiderstand und können oftmals aus verschiedenen Ursachen (Laderaum, Verkehrssicherheit, Design etc.) nicht mittels passiver Methoden wie Formgebung etc. optimiert werden.

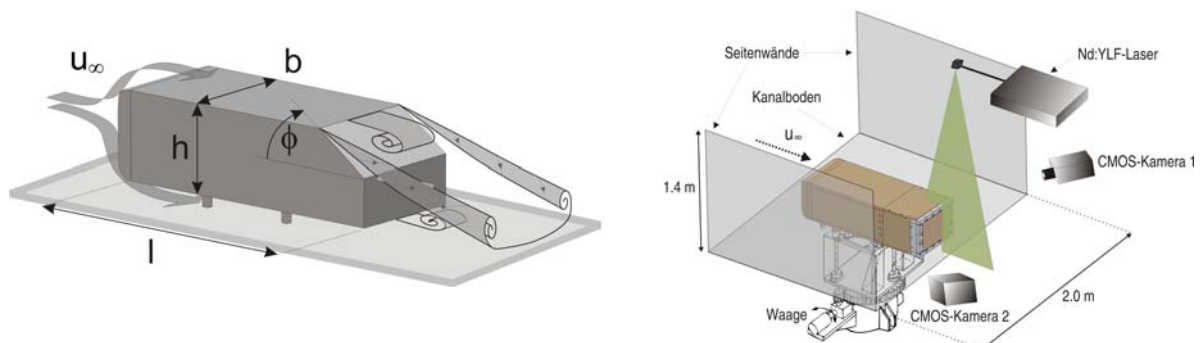


Abb. 1: Ahmed-Body (links) und Versuchsaufbau mit PIV-System (rechts)

Ziel:

Die Anwendung der aktiven Widerstandskontrolle mittels periodischer Druckluft-Störimpulse am Heck (Basis) eines Ahmed-Body-Modells mit Stumpfheck (Heckwinkel $\varphi = 90^\circ$) soll ohne geometrische Veränderungen zu einer Gesamtwiderstandsverringerung des Stumpfkörpermodells führen. Die Wirksamkeit der aktiven Maßnahmen soll mittels verschiedener Methoden (Druck- und Waagenmessungen, zeitaufgelöste PIV-Messungen) unter verschiedenen Bedingungen (z. B. auch Seitenwind) nachgewiesen werden, des Weiteren sollen Einflussparameter auf die Aktuation identifiziert werden.

Lösungsweg:

Für diese Untersuchungen bei einer Reynolds-Zahl von 2.0 Mio. wurde ein Ahmed-Body-Modell im Maßstab 1:1 (Länge 1.044 m) gebaut und mit austauschbaren Druckluft-Aktuatorkammern (siehe Abb. 2 links) an allen vier Heckaußenkanten versehen. Das Modell wurde in einem Windkanal Göttinger Bauart in einer geschlossenen Messstrecke auf einer Windkanalwaage befestigt (Versuchsaufbau siehe Abb. 1 rechts), des Weiteren wurden mit 32 Druckbohrungen in acht Reihen am Heck Messungen des statischen Drucks an der Basis und zeitaufgelöste PIV-Messungen durchgeführt. Neben dem Ausblaswinkel und dem Anströmwinkel (Drehung des Modells um die Hochachse, Seitenwind) wurden der Impulseintrag in die Strömung über Proportional-Druckregelventile und die Anregfrequenz über Magnet-Schnellschaltventile variiert.

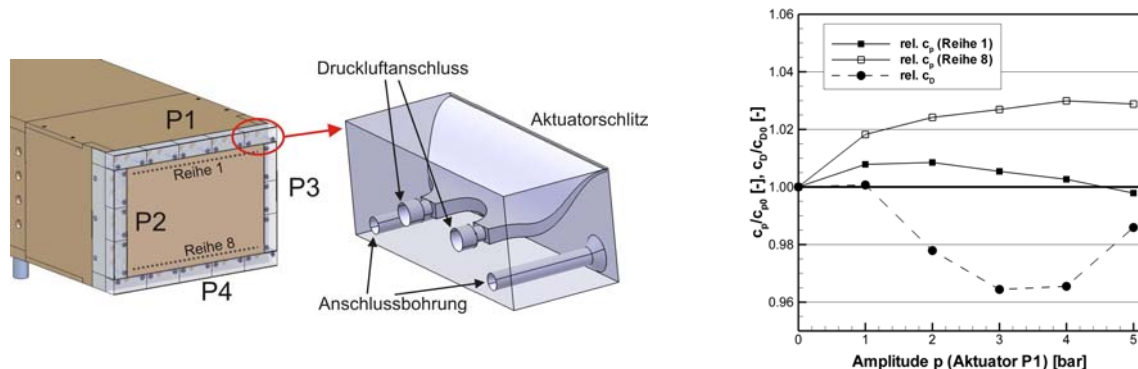


Abb. 2: Ahmed-Body-Basis mit Aktuatorkammer (links) und Einfluss der Aktuation auf Gesamtwiderstand und mittleren statischen Druck bei 15° Seitenwind (rechts)

Ergebnis:

In Abhängigkeit von Anregfrequenz (Strouhal-Zahl St), Impulseintrag in die Strömung (Impulsbeiwert c_{μ}) und Ausblaswinkel θ ergeben sich für bestimmte Kombinationen von Aktuatorreihen optimale Widerstandsreduktionen von bis zu 2.2%. Im Seitenwindfall (Auslenkung von 15° um die Hochachse) kann mittels asymmetrischer Aktuation eine Reduktion des Widerstandes um bis zu 3.6% erreicht werden (siehe Abb. 2 rechts). Aufgrund des mäßigen Impulseintrages in die Strömung ist die Leistungsbilanz positiv, d. h. bei den optimalen Aktuationsparametern ist die Leistung im Aktuatorjet niedriger als die Leistungersparnis aufgrund der Widerstandsverringerung. Der Einfluss der Aktuatorik ist auch in den Messungen des statischen Drucks an der Modellbasis nachweisbar. So führt die asymmetrische Anregung (obere Aktuatorreihe P1, 2 von 5 Aktuatorkammern, 15° Seitenwind) im unteren Bereich der Basis zu einem mittleren Druckanstieg im Bereich von 3% (siehe Abb. 2 rechts).

Literatur:

Ahmed, S.R.; Ramm, G.: Some Salient Features of the Time-Averaged Ground Vehicle Wake. SAE Technical Paper Series 840300, Society of Automotive Engineers (SAE) (1984)

Brunn, A.; Nitsche, W.: Active control of turbulent separated flows over slanted surfaces. International Journal of Heat and Fluid Flow 27 (2006), pp. 748–755

Krentel, D.; Muminovic, R.; Brunn, A., Nitsche, W.; King, R.: Application of Active Flow Control on Generic 3D Car Models. In King, R., Hrsg.: Active Flow Control II. Volume 108 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), Springer (2010), pp. 223–239

Weiteres Vorgehen:

- Es sollen weitere PIV-Untersuchungen in einem Wasserkanal mit verschiedenen Ahmed-Body-Modellen durchgeführt werden, um detailliertere Aussagen über die Interaktion des Jets mit der abgelösten Scherschicht treffen zu können. Weiterhin findet eine enge Kooperation mit dem Fachgebiet Mess- und Regelungstechnik der TU Berlin statt, das eine aktive Widerstandskontrolle mit einem geschlossenen Regelkreis implementieren wird, damit die aktiven Maßnahmen an plötzliche Änderungen bzw. Störungen der Strömungsbedingungen adaptiert werden können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik für Bodengebundene Fahrzeuge (Schienenverkehr)

Ansprechpartner: Andreas Lauterbach

Institution:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551-7092464

Telefax: 0551-7092241

e-mail: andreas.lauterbach@dlr.de

weitere Partner: Klaus Ehrenfried, Sigfried Loose

Thema: Skalierungseffekte in der Aeroakustik am Beispiel von Hochgeschwindigkeitszügen

Ausgangssituation:

Bei der Entwicklung moderner Hochgeschwindigkeitszüge wird besonderes Augenmerk auf hohe Fahrgeschwindigkeiten und einen hohen Komfort gelegt. Dabei darf die Lärmemission aus Rücksicht auf die Passagiere und der Anwohner der Bahnstrecken ein erträgliches Maß nicht überschreiten. Dittrich et al. [1] haben gezeigt, dass ab einer Geschwindigkeit von etwa 210 km/h aeroakustisch induzierter Lärm dominiert. Mit der Entwicklung schnellerer Schienenfahrzeuge gewinnt die Aeroakustik daher zunehmend an Bedeutung. In diesem Zusammenhang ist es erstrebenswert, bereits während des Entwicklungsprozesses die aeroakustischen Eigenschaften eines Entwurfes zu evaluieren. Hierfür bieten sich numerische oder experimentelle Methoden an. Die vorliegende Arbeit umfasst aeroakustische experimentelle Untersuchungen an herunterskalierten Modellen im Windkanal. Bisher ist ungeklärt, inwieweit sich Ergebnisse aus Windkanalexperimenten auf einen realen Züge übertragen lassen. Die Windkanalexperimente finden in der Regel bei wesentlichen kleineren Reynolds- und Machzahlen statt. Des weiteren ist nicht geklärt, inwieweit der Detaillierungsgrad des Modells für die Aeroakustik eine Rolle spielt.

Ziel:

Zunächst sind die Hauptlärmquellen von Zügen zu identifizieren und deren Mach- und Reynoldszahlen – Abhängigkeit zu charakterisieren. Ziel ist, für die entscheidenden aeroakustischen Schallquellen Skalierungsvorschriften zu erarbeiten, die es erlauben, die Erkenntnisse aus den Windkanalexperimenten auf einen realen Zug zu übertragen. Neben der Analyse über einen großen Reynolds- und Machzahlen Raum ist auch zu klären, wie die Randbedingungen für ein Experiment am Modell im Windkanal zu wählen sind, um eine möglichst realistische Abbildung zu erhalten.

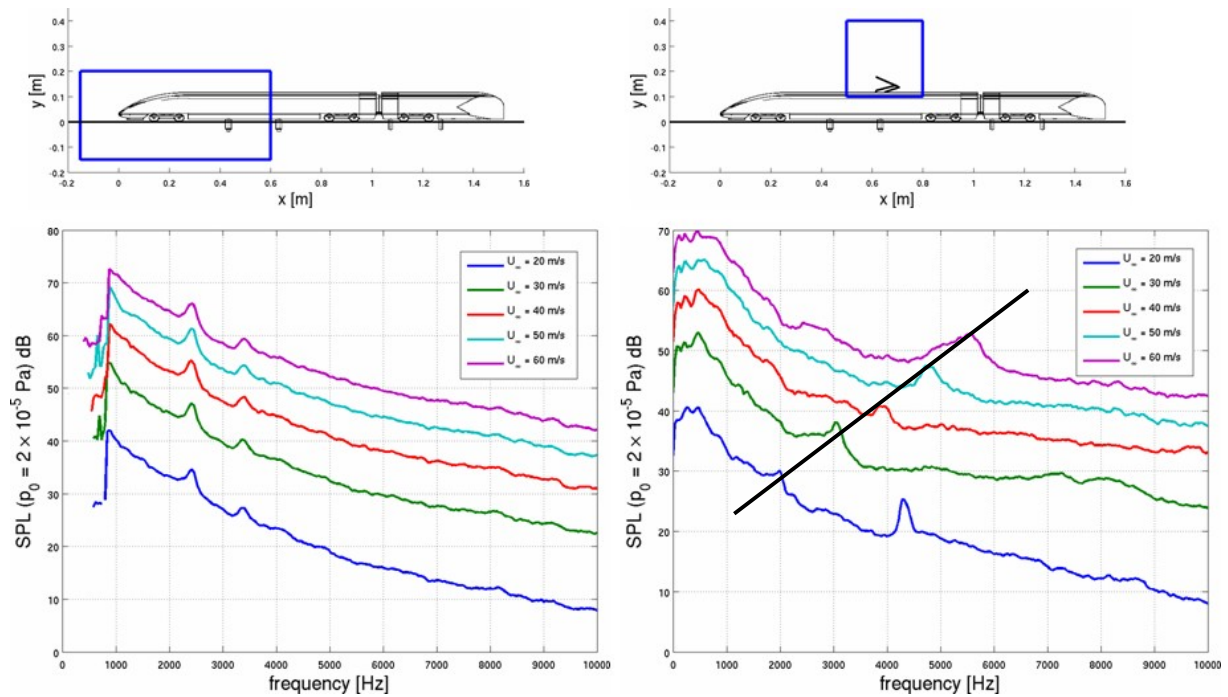
Lösungsweg:

Für die Untersuchungen kommt ein Modell des Inter-City Express 3 mit Pantograph im Maßstab 1:25 zum Einsatz. Zur Schallquellenlokalisierung und -quantifizierung wird Mikrofon - Arraymesstechnik eingesetzt. Zum Einsatz kommen neben dem Standardalgorithmus „Delay and Sum Beamformer“ [2] auch ein sogenannter Entfaltungsalgorithmen CLEAN-SC [3]. Artefakte durch Spiegelquellen oder durch Nebenkeulen der Punktverbreitungsfunktion können dadurch minimiert werden. Mittels einer Quellstärken – Integrationsmethode werden Frequenzspektren für bestimmte Bereiche der Quellkarten berechnet.

Die ersten Mikrofonarray - Messungen wurden im Aeroakustischen Windkanal des DLR Braunschweig durchgeführt. Dieser Windkanal ist für aeroakustische Experimente optimiert, und besitzt ein sehr geringes Hintergrund-Geräuschniveau. Präsentiert werden Arraymessungen für den Zug mit montiertem Pantograph im Reynoldszahlenbereich zwischen $0.16 < Re < 0.50$.

Ergebnis:

Figur 1 zeigt Schalldruckspektren, die mittels der Quellstärken – Integrationsmethode aus den Mikrofonarraydaten für zwei ausgewählte Bereiche berechnet werden. Die Spektren auf der linken Seite gehören zu dem Bereich des ersten Drehgestells, und bei den Spektren auf der rechten Seite wurde der Fokus in den Bereich des Pantographen gelegt. Die blauen Boxen über den Spektren deuten je die Integrationsbereiche an.



Figur 1: Integrierte Spektren über den Bereich des ersten Drehgestelles (links) und über den Bereich des Pantographen (rechts), für verschiedene Strömungsgeschwindigkeiten. Die blauen Boxen deuten je die Integrationsbereiche an.

In beiden Fällen steigt der Schalldruckdruckpegel mit der Anströmgeschwindigkeit mit etwa $U_\infty^{6.5}$ an. Die Form der Spektren bleibt bei den Drehgestellen erhalten, wohingegen die Spektren des Pantographen ein Verhalten zeigen, bei dem die Frequenzen einzelner lokaler Maxima nahezu linear mit der Geschwindigkeit skalieren. Drehgestelllärm lässt sich durch akustische Kavitätenanregung charakterisieren; innerhalb des betrachteten Geschwindigkeitsbereiches bleiben stets die gleichen Frequenzmoden angeregt. Das Geräusch des Pantographen ähnelt hingegen dem eines quer angeströmten Zylinders, in dessen Nachlauf sich eine Kármánsche Wirbelstraße ausbildet. Die abgestrahlten Frequenzen skalieren nahezu linear mit der Anströmgeschwindigkeit. Diese beiden Quellen zeigen exemplarisch im betrachteten Reynoldszahlenbereich ein grundsätzlich verschiedenes Verhalten. Die Quellen müssen einzeln charakterisiert werden, und es bedarf einer getrennten Betrachtung bei der Bestimmung von Skalierungsvorschriften.

Literatur:

- [1] Dittrich A.G., und de Beer F.G.: The Applicability of prEn ISO 3095 for European Legislation on Railway Noise, Final Draft V3.2. TNO-report HAG-RPT-010014, February 2001.
- [2] Johnson D. H. und Dudgeon D. E.: Array Signal Processing: Concepts and Techniques. Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1993.
- [3] Sijtsma, P.: CLEAN Based on Spatial Source Coherence. AIAA Paper 2007-3436, 2007. 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Rome, Italy, May 21-23, 2007.

Weiteres Vorgehen:

Um dem eigentlichen Ziel, nämlich der Beantwortung der Frage nach der Skalierbarkeit von Erkenntnissen aus Windkanalmessungen auf einen realen Zug, müssen Messungen im Windkanal bei höheren Reynoldszahlen durchgeführt werden. Dafür sind Messungen im kryogenen Windkanal im Reynoldszahlenbereich zwischen $0.50 < Re < 3.70 \times 10^6$ geplant. Dieser Windkanal ermöglicht durch Herabkühlen des Fluides auf bis zu 100K eine Verringerung der kinematischen Viskosität, wodurch sich die Reynoldszahl erhöht. Durch Messungen bei verschiedenen Temperaturen bei konstant gehaltener Machzahl lässt sich der Einfluß der Reynoldszahl studieren.

Datum: 28.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Eugen Litau, Dr.-Ing. Markus Rütten, Prof. Dr.-Ing. Olaf Wünsch

Institution: Universität Kassel
Fachbereich Maschinenbau
Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik

Adresse: Mönchebergstr. 7
34125 Kassel

Telefon:
e-mail: Litau.Eugen@web.de

Weitere Partner:

Thema: Numerische Berechnung eines Fluidoszillators

Ausgangssituation: Um die Windschutzscheibe eines Kraftfahrzeugs zu reinigen kommen zum Teil hydrodynamische Fächerstrahldüsen (Fluidoszillatoren) zum Einsatz. Vorteil dieser Düsen im Vergleich zu klassischen Kegelstrahldüsen besteht darin, dass durch einen selbsttätig oszillierenden Punktstrahl das Reinigungsmittel großflächig auf der Scheibe verteilt wird. Die Bewegung des Stahls wird durch eine recht einfache Geometrie erzielt. Der Wasserstrahl trifft auf ein rundes Hindernis mit einem Spalt in der Mitte. Anschließend strömt das Wasser zum einen durch den Spalt zum anderen durch zwei Bögen um das Hindernis herum. Kurz vor dem Düsenaustritt laufen die Ströme wieder zusammen. An diesen Stellen entstehen Wirbel, die nach kürzester Zeit anfangen wechselseitig zu pulsieren. Durch die Wirbel wird der austretende Stahl abgelenkt und es entsteht eine oszillierende Bewegung des Fluids, ohne dass aktiv bewegte Komponenten erforderlich sind. [1] [2]

Ziel: Fächerstrahldüsen sind mit Schallemissionen behaftet, die auf Grund der Wirbel in der Düse entstehen. Durch Variierung der Grundgeometrie soll eine energetische Optimierung des Fluidoszillators durchgeführt werden, um die Schallemission zu reduzieren. Zusätzlich soll eine homogene Verteilung des Reinigungsmittels auf der Windschutzscheibe gewährleistet sein.

Lösungsweg: Ausgehend von einem Grundmodell (Bild 1) werden sechs verschiedene Konfigurationen des Fluidoszillators erzeugt. Der Mittelspalt von 2 mm Dicke bleibt bei allen Modellen gleich, variiert werden:

- Querschnitte der Bögen um das Hindernis,
- Hohlraumdurchmesser, der vor dem Düsenaustritt geschaffen wird. Es entstehen drei Geometrien mit verschiedenen Hohlräumen.

Durch den Hohlraum soll erreicht werden, dass sich größere Wirbel ausbilden können und der Hauptstrahl stärker ausgelenkt wird, um eine große Verteilung des Fluids zu gewährleisten.

Zur Untersuchung des Fluidstrahls wird zusätzlich ein quaderförmiges Volumen am Düsenaustritt modelliert.

Das Strömungsproblem wird mit dem frei verfügbarem Simulationssoftwarepaket OpenFoam gelöst. Dazu wird die 3-d Geometrie eingegeben und mit blockstrukturierten Hexaederzellen so vernetzt, dass sich in die Tiefenebene nur eine Zelle ergibt. Durch geeignetes Setzen von

STAB

Randbedingungen an Vorder- und Rückseite wird das Modell als zweidimensional angesehen und damit der Rechenaufwand reduziert. Das Rechnetz besitzt ca. 22200 Zellen. Am Düsen Eintritt wird eine Geschwindigkeit von 10 m/s vorgegeben. In der Düse befindet sich ausschließlich Wasser und am Austritt ist Luft bei Umgebungsdruck siehe Bild 1. Da beide Phasen als inkompressibel betrachtet werden können, wird der Gleichungslöser „interFoam“ von OpenFoam für Mehrphasenströmungen verwendet.

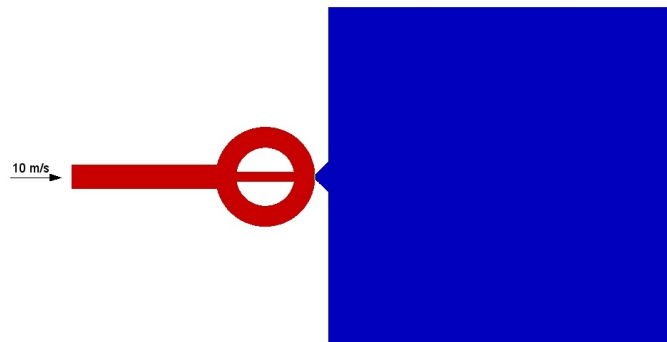


Bild 1: Düsengeometrie mit zwei Phasen rot kennzeichnet die mit Wasser gefüllte Düse und blau ist Luft am Düsenaustritt

Ergebnis: Das berechnete Grundmodell des Fluidoszillators zeigt eine Auslenkung des Hauptstrahls durch sich ausbildende Wirbel vor dem Düsenaustritt (Bild 2:). In dem Bild sind zusätzlich Totwassergebiete in den Bögen zu erkennen. Durch Verringerung der Bögenquerschnitte wird diese Verlustquelle eliminiert. Was sich allerdings nachteilig auf die Oszillation des Hauptstrahls auswirkt, weil die Wirbel zur Ablenkung kleiner werden. Mit einem kreisförmigen Hohlraum am Düsenaustritt wird Platz für die Wirbel geschaffen. Zudem werden so Ablösekanten erzeugt, die die Wirbelausbildung begünstigt.

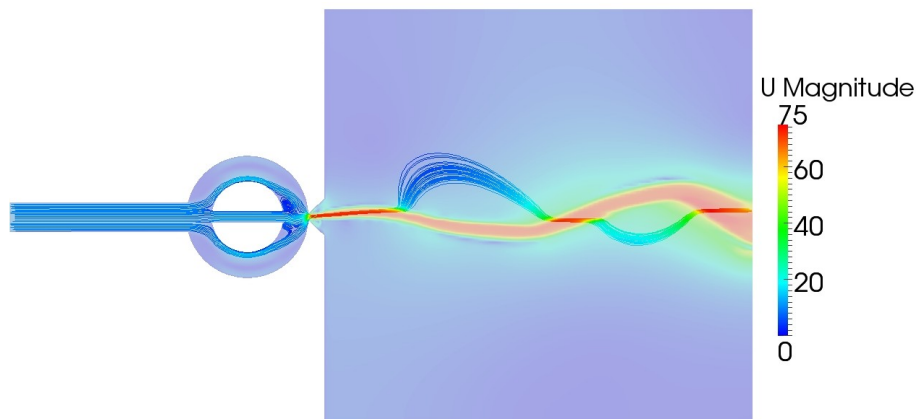


Bild 2: Geschwindigkeitsverlauf und Auswirkung der Wirbel

Literatur:

- [1] Oertel, Herbert; Böhle, Martin; Dohrmann, Ulrich; *Strömungsmechanik: Grundlagen Grundgleichungen Lösungsmethoden Softwarebeispiele*; Vieweg+Teubner GWV Fachverlage GmbH; Wiesbaden 2009
- [2] Joseph M. Kirshner; *Fluid Amplifiers*; McGraw-Hill Book Company; 1966

Weiteres Vorgehen: Weitere Untersuchungen der Problemstellung mit anderem Fluid (z. B. Wasser-Seifen-Lösung oder Frostschutzmittel) durchführen, um reale Anwendungen simulieren zu können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Markus Rütten, Lars Krenkel

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen
Germany

Telefon: +49 (551) 709-2867
Telefax: +49 (551) 709-2241
e-mail: markus.ruetten@dlr.de

Thema: **Vortex Generators for the Enhancement of Auxiliary Air Intake Performance**

Ausgangssituation: The strong competition between the leading civil aircraft manufacturers Boeing and Airbus and new economical and ecological constraints have lead to new aircraft concepts and to a change of the aircraft architecture design. In particular the bleedless architecture of the more electrical aircraft promises new optimization potential. However, in the conventional aircraft architecture bleed air is generated by the compressor of the engines, which in the more electrical aircraft architecture the lack of bleed air has to be compensated by additionally inducted air. Furthermore, when taking into account that the conventional centralized hydraulic system shall also be replaced by electrical actuators or local hydraulic units, then, more additional cooling air from the outside atmosphere has to be inducted to fulfill the new additional cooling requirements of the equipment. The higher amount of required fresh and cooling air can only be provided by either additional or up-scaled air intakes. Both approaches are having a crucial effect on the overall efficiency of the aircraft in particular in regard to the additional parasitic drag of the new or up-scaled air intakes. Even in the early design phase of the aircraft the air intake type has to be specified, and details of the geometrical design and the placement of air intakes have to be fixed, see [1]. However, a design freeze is only possible when sophisticated evaluation techniques are applied which guarantee for certain intake types optimal positions in regard to performance and integration. Only in this case an efficiency benefit in comparison to an conventional aircraft architecture can be obtained. Nevertheless, constraints might inhibit proposed locations, which, in fact, means taking into account performance losses on the air intake side. Therefore, further optimization potential has to be opened, i.e. by using additional flow manipulating devices, here vortex generators, in combination with the chosen air intake to guarantee a certain performance.

Ziel: Thus, the main objective of the presented research work is to evaluate the potential of vortex generators for the enhancement of the efficiency of air intakes.

Lösungsweg: In the presented work essential aspects of the air-intake design and the effect of vortex generators on the flow field will be discussed. In particular constraints which lead to a decision for a certain combination of air-intake type and vortex-generators types will be explained. Results of CFD simulations for selected air-intake and vortex-generator combinations will be shown and discussed. The associated flow phenomena will be visualized and analyzed. Finally based on the CFD results suitable vortex-generator and air-intake combinations will be evaluated and compared. Since

the most reliable information about local ambient conditions at a certain air intake position can only be obtained by using three-dimensional CFD simulations of the aircraft, especially for flight conditions. An essential step in the air intake design and evaluation process was the coupling of the 1D intake design method with results of the CFD simulations of the considered aircraft configuration. This approach was successfully demonstrated in [2]. With this approach it is possible to search for the optimal placement of a specific air intake, and, moreover, it is also possible to propose an optimized intake for a fixed position and given local ambient conditions. The developed methodology has been tested for a realistic aircraft configuration, in this case an Airbus A340 like DLR F12 aircraft configuration is chosen. Realistic input parameters have been deduced from a typical flight scenario and from an assumed number of passengers and their need for a certain amount of fresh air. In contrast to the work in [2], now, a “not so optimal” design solution respectively air intake position will be considered. Here, the sub-optimal position is consciously chosen as challenge for the enhancement of the pressure recovery performance by additional vortex generators. The goal now is to demonstrate that relatively small flow manipulating devices can be used to increase the performance even for an enforced sub-optimal placement of an intake. Starting point is a given air intake designed for supplying a compressor of the environmental control system of a civil transport aircraft. In order to get realistic data cruise flight condition have been assumed: A Mach number of 0.82 and an altitude of 39000 ft is considered.

Ergebnis: Two different air intake configurations have been investigated in order to identify new optimization potential. The air intakes have been combined with three different vortex-generator configurations which allow a first evaluation in terms of high pressure recovery as well as low additional drag force for the aircraft. The results will be discussed in particular in the context of vortical flow topology. Furthermore, maximizing the total pressure recovery from the free-stream air in order to minimize the required compressor power of the environmental control system helps to increase the overall performance of the aircraft significantly, for this reason the total pressure recovery is the most important parameter in the evaluation process of the different vortex-generator and air-intake configurations.

Literatur:

- [1] ESDU 68020: The compressible two-dimensional turbulent boundary layer, both with and without heat transfer, on a smooth flat plate, with application to wedges, cylinders, and cones. Item No. 68020, Engineering Sciences Data Unit, London, 1968
- [2] M. Rütten, L. Krenkel, M. Freund, Parametric Design, Comparison and Evaluation of Air Intake Types for Bleedless Aircraft. 39th Fluid Dynamics Conference, 22. - 25. Jun 2009, San Antonio, Texas.

Weiteres Vorgehen: The presented combinations of vortex generators and auxiliary air intakes are representing a very specific choice for the improvement of the air intake performance. A variety of approaches could be beneficial. Other flow manipulating devices, for example foil like devices, might be more appropriate for the enhancement of the air intake performance. Thus, future research work will concentrate on configuration studies, this promises a major progress in this field.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerical Simulations

Ansprechpartner: Daniela Schröder, Markus Rütten

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen
Germany

Telefon: +49 (551) 709-2571
Telefax: +49 (551) 709-2241
e-mail: daniela.schraeder@dlr.de

Thema: **Conjugated Heat Transfer in a Generic Aircraft Cabin with a Coupled Finite Volume and Particle Method**

Ausgangssituation: The thermal comfort of passengers is the essential design objective in the cabin air ventilation layout for modern civil passenger aircraft [1]. The heat flux in an aircraft cabin depends on many physical factors, for example solar radiation, electrical equipment, heat release of the passengers and the interior. Our focal point is the influence of the monuments, for example seats, which are heated up and, if the room temperature drops, returning their heat to the environment. This effect is of major importance for the control of environmental control systems (ECS), since the reaction to a changed heat inflow will be delayed. Usually, only the heat flux in the cabin air is simulated with stationary boundary conditions for the ECS and radiation models for the monuments. Solving the Reynolds averaged Navier Stokes equations with a buoyancy term for the cabin air and additionally the heat transfer inside the monuments both with finite volume methods would be very time consuming. A solver which solves the heat transfer inside the monuments in linear time reduces the runtime significantly.

Ziel: The goal is to analyse the heat flux in a generic aircraft cabin, where the focal point is the reaction of the monuments to air inflow with varying temperature, i.e. non-stationary boundary conditions. To realize this goal, we develop a combined solver which has linear runtime for the solid parts.

Lösungsweg: The heat flux in an generic aircraft cabin is calculated with a standard finite-volume solver inside the fluid region. The monuments are modelled with a discretisation of their volume, where the discrete points are referred to as particles. These particles must not be equidistant spread and there is no mesh required. We apply a particle diffusion method called particle strength exchange (PSE), see for example [2], which is in fact a vortex method. However, since the method supplies a discretisation of the laplace operator Δ , we can apply it to solve the heat equation

$$\begin{aligned}\partial_t T &= \lambda \Delta T, \\ T(t_0) &= T_0,\end{aligned}$$

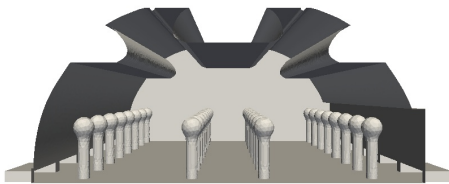
where T is the temperature in Kelvin and λ is the coefficient of heat transfer, in the solid part. Let $\mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_n$ be the positions of the particles. The solution in the monuments is then computed by using

the discretisation

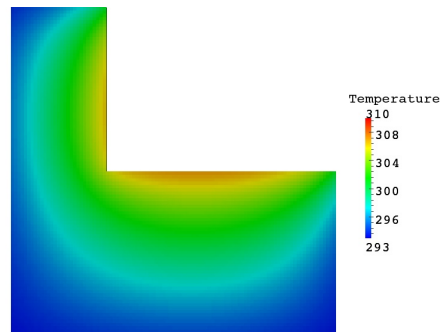
$$\Delta_{\epsilon} T(\mathbf{x}_p) = \epsilon^2 \lambda \sum_{q=1}^n (T_q - T_p) \phi_{\epsilon}(\mathbf{x}_q - \mathbf{x}_p),$$

for all $1 \leq p \leq n$, and an explicit Euler scheme. Here, ϵ is a smoothing parameter, $\phi_{\epsilon} : \mathbb{R}^d \rightarrow \mathbb{R}$ is a smooth radial kernel, for example a Wendland function (see [3]), and the $\mathbf{x}_p$ are the particle positions. For a good choice of the kernel, the computational complexity can be reduced to linear time. The computational error of the scheme is $(h/\epsilon)^2$, where h is the characteristic distance between the particles. The coupling between the finite volume solver and the PSE method is done over the boundary via interpolation with radial basis functions. Furthermore, the PSE method is not restricted to solve the heat equation in only one material. Therefore different materials will be simulated to create a more realistic aircraft cabin.

Ergebnis: The generic aircraft cabin used is displayed in figure 1(a). It consists of 24 monuments, where the heat equation is solved with the PSE method. The hot and cold air inlets are on the ceiling, the outlets are on the bottom. An example for the heat diffusion with the PSE method is given in figure 1(b). Here, the solution after 5 seconds in a cold generic seat is displayed. The seat and the seat back are heated (310 K) while the remaining boundaries are cooled by the cabin air (293 K). The developed process chain ensures that the heat flux over the boundaries of the monuments is conservative. It successfully combines the two independent solvers to model the heat flux in the cabin.



(a) The CAD-model of the generic aircraft cabin.



(b) PSE solution for the cold seat after 5 seconds.

Literatur:

- [1] ASHRAE Standard 55-2004. Thermal Environment Conditions for Human Occupancy. Atlanta: ASHRAE.
- [2] P. Poncet. Finite difference stencils based on particle exchange schemes for improvement of vortex methods. *Journal of Turbulence*. 2006. Vol. 7, No. 23.
- [3] H. Wendland. Piecewise polynomial, positive definite and compactly supported radial functions of minimal degree. *Advances in Computational Mathematics*. 1995. Vol. 4, No. 1, pp 289-396.

Weiteres Vorgehen: Since the PSE approach also holds for the Lagrangian ansatz for convection, the developed solver is not restricted to model only the heat diffusion in the solid part. There are many applications possible, for example heat exchange between fluids, heat dissipation of a brake disc of a car and fluid concentrators. Besides the validation with numerical simulations, the validation with experimental data is also rewarding. Starting from the new solver, existing models for the conjugated heat transfer could be improved.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik für Bodengebundene Fahrzeuge (Eisenbahn)

Ansprechpartner: Sebastian Wagner

**Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung: Fluidsysteme**

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2285

Telefax: -

E-Mail : Sebastian.Wagner@dlr.de

**weitere Partner: Dr. Klaus Ehrenfried, DLR
Prof. Dr. Andreas Dillmann, DLR**

**Thema: Lösung der Wellengleichung mittels Randelemente-Verfahren zur Beschreibung von
Zugeinfahrten in Tunnel**

Ausgangssituation:

Bei der Einfahrt eines Hochgeschwindigkeitszuges in einen Tunnel wird eine durch den Tunnel laufende Wellenfront ausgelöst. Diese wird einerseits an den offenen Enden reflektiert und andererseits tritt am entfernten Tunnelende der sogenannte Tunnelknall auf, d.h. eine explosionsartige Druckwelle, die den Tunnel verlässt. Letztere kann zu Schäden am Tunnel und an Strukturen in der direkten Umgebung führen. Zudem sind die zum Teil mit dem Überschallknall eines Flugzeugs vergleichbaren Effekte für Anwohner störend. Eine Verminderung dieses Effekt kann zum Beispiel durch eine verringerte Einfahrtgeschwindigkeit erreicht werden. Da Hochgeschwindigkeitszüge ihre maximale Geschwindigkeit auch in Tunnel ausnutzen sollen, ist es nötig strukturelle Modifikationen vorzunehmen, um den Druckgradienten der Wellenfront zu mindern, der ausschlaggebend für die Stärke des Tunnelknalls ist. Unter anderem im TRANSAERO-Projekt ist die entstehende Wellendynamik sowohl experimentell als auch numerisch untersucht worden [1]. Zusätzlich gibt es Arbeiten von Michael Howe, in denen die Situation in einer linearisierten Theorie analytisch untersucht wird [2]. Dort wird gezeigt, dass Lösungen der Wellengleichung die grundlegenden Effekte in guter Näherung beschreiben können.

Ziel:

In den Arbeiten von Howe werden aufgrund der analytischen Zugänglichkeit starke Einschränkungen sowohl an mögliche Tunnelgeometrien als auch an auftretende Wellenlängen gemacht. Als Ergänzung dazu soll ein semi-analytisches Verfahren entwickelt werden, das ebenfalls die linearisierte Theorie als Grundlage hat, jedoch weniger starke Einschränkungen an die Geometrie stellt. In den ersten Schritten soll eine Überprüfung dieses Verfahrens mittels analytischer Lösungen als Vergleichsmöglichkeit durchgeführt werden um ein tieferes Verständnis des zugrundeliegenden Modells zu gewinnen. In einem nächsten Schritt kann dann die Zugeinfahrt in Tunnel untersucht und sowohl mit den analytischen Lösungen aus [2] als auch mit experimentellen Daten verglichen werden.

Lösungsweg:

In der linearisierten Theorie instationärer kompressibler Strömungen wird die Dynamik durch die Wellengleichung für das akustische Potential beschrieben. Für diese kann aufgrund der Linearität die Methode der Green'schen Funktion angewendet werden. Diese ist jedoch i.A. nur für den Fall ohne Ränder in endlicher Entfernung bekannt. Es ist jedoch möglich, die Bedingung, dass der Massenfluss durch Oberflächen verschwinden soll, so umzusetzen, dass durch Belegung der Oberflächen mit Quellstärke, die Randbedingung erfüllt wird. In mathematischer Formulierung kann dieses ausgenutzt werden um daraus ein zeitabhängiges Randelemente-Verfahren herzuleiten, das zur Lösung der Wellengleichung verwendet werden kann. Aufgrund der endlichen Ausbreitungsgeschwindigkeit in einer kompressiblen Strömung liegt dabei stets eine zeitliche Ordnung vor, die die benötigten Rechenoperationen auf Matrix-Vektor-Multiplikationen beschränkt. Dieses liefert Grund zur Annahme, dass mit diesem Verfahren ein schnelles Testen von verschiedenen Geometrien möglich ist, die dann als Ausgangspunkt für vollnumerische Simulationen dienen können.

Für die Modellierung der Zugeinfahrt in einen Tunnel wird ein Zylindermantel zunächst als Tunnelgeometrie verwendet. Der Zug selbst wird durch eine Massenquelle, die als Elementarlösung der Wellengleichung vorhanden ist, dargestellt.

Ergebnis:

Der Vergleich mit analytischen Lösungen der Wellengleichung für speziell ausgewählte Beispiele liefert ein tiefes Verständnis sowohl in das verwendete Modell, als auch in Anforderungen an die Situation um von dieser Methode in ausreichender Genauigkeit beschrieben zu werden. Es werden statische und dynamische Tests durchgeführt, die zeigen, dass der numerische Aufwand der betrieben werden muss, vergleichsweise groß ist. Dies führt zu Einschränkungen an die Allgemeinheit der Geometrie, die jedoch nicht so stark sind, als dass nicht nahezu beliebige Tunnelgeometrien untersucht werden können. Es zeigt sich zudem, dass das Verfahren linear-konvergent bezüglich zeitlicher und räumlicher Auflösung ist.

Bei Untersuchungen der Einfahrt von Zügen in Tunnel zeigt sich, dass die mit der linearen Theorie erreichten Ergebnisse durchaus reproduziert werden können. Von experimentellen Daten weichen die Ergebnisse jedoch in einigen Aspekten ab.

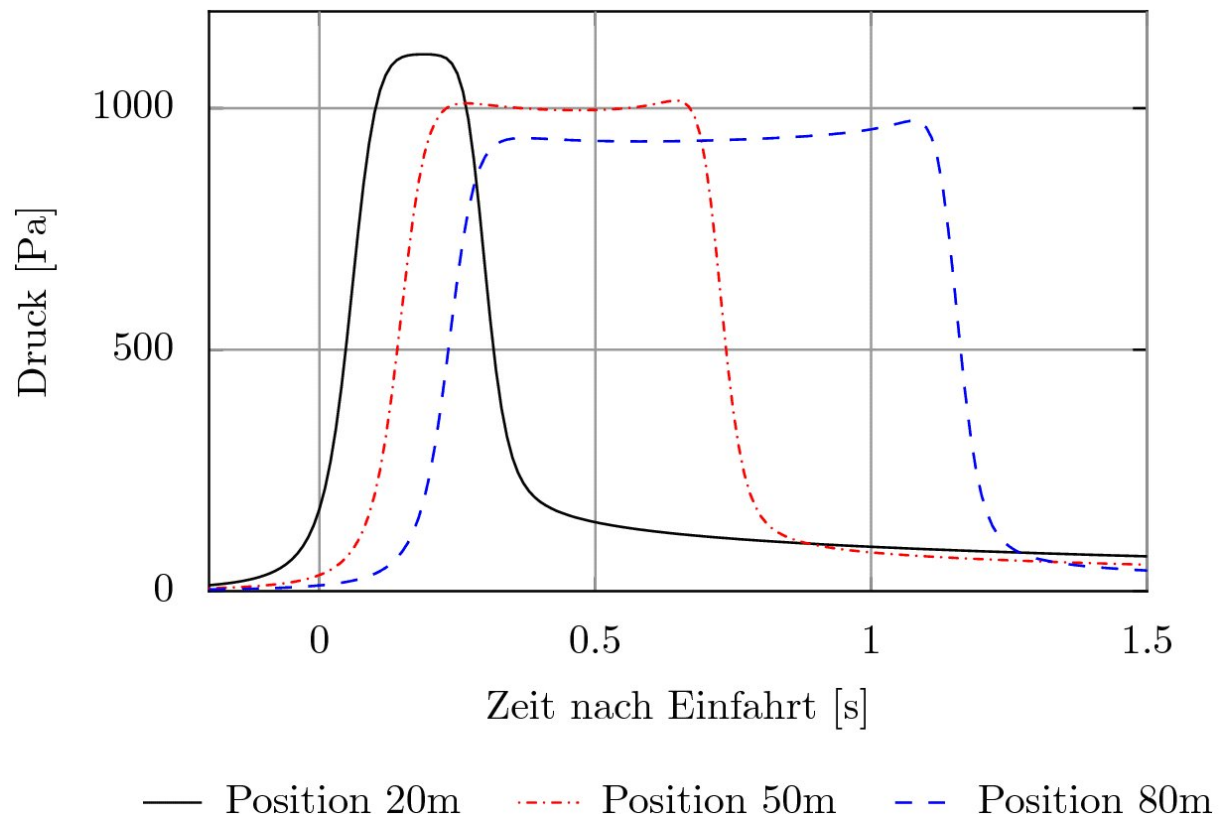


Abbildung 1: Typische Druck – Zeit -Verläufe an verschiedenen Positionen im Tunnel

Literatur:

- [1] B. Schulte-Werning, R. Grégoire, A. Malfatti, and G. Matschke (eds.), TRANSAERO – A European Initiative on Transient Aerodynamics for Railway System Optimisation, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design Vol. 79, Springer, 2002
- [2] Michael Howe. Review of the theory of the compression wave generated when a high-speed train enters a tunnel, Proc. Instn. Mech. Engrs. Vol. 213, Part F, p 89 - 104, 1999

Weiteres Vorgehen:

Es ist notwendig zu klären welchen Einfluss die zu Grunde liegenden Annahmen, wie die Linearisierung der Erhaltungssätze, allgemein auf die Ergebnisse haben. Dazu bedarf es jedoch gezielten Experimenten mit vereinfachten Geometrien, die dann sowohl mit den Ergebnissen aus [2] als auch mit dem semi-analytisch erreichten Ergebnissen verglichen werden können. Zudem soll der Einfluss von Geometrie-Modifikationen untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr. Oliver Webel

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung für Fluidsysteme (AS-FS)

Adresse: Bunsenstr.10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2983

Telefax: 0551 709 2241

e-mail: oliver.webel@dlr.de

weitere Partner: Dr. Markus Rütten (AS-FS), Prof. Claus Wagner (AS-FS)

Thema: Numerical simulation of mixed convection in complete aircraft cabin section

Ausgangssituation:

During the last decades, the thermal loads in modern passenger airplanes have increased. New equipment such as board electronics, flight entertainment and communication systems have a considerable impact on the temperature distribution inside the passenger cabin. In order to study these effects in an early design phase, aircraft manufacturers are interested in reliable Computational Fluid Dynamics (CFD) methods for predicting the velocity and temperature fields inside the aircraft cabin. In order to improve these methods it is also important to better understand the occurring fundamental flow physics and to validate the CFD-predictions comparing them to cabin flow measurements.

Ziel:

It is the objective of this project to compute velocity and temperature distributions in the A-320 aircraft cabin consisting of thirteen seat rows to study comfort criteria for the passenger models. Although radiation effects will be finally considered in the full cabin configuration, we first wanted to test the available radiation model in a segment of the aircraft cabin. The predicted radiation effects will be studied in transient simulations and compared with results simulated without radiation modelling.

Lösungsweg:

One segment of the cabin model has an width of 3.78m, a length of 1.06 m, and a height of 1.25m. It is equipped with three seats at both sides separated by an aisle and six passenger dummies with fixed heat flux (representing thermal loads). Air is supplied by four inlets, two being located at the ceiling and two in a lateral position. To increase the stability of the flow, both inlets and outlets are extruded. After circulation the air leaves through two air outlets located at the cabin floor.

The final mesh is generated with an improved version of the snappyHexMesh mesher supplied with the software OpenFOAM 1.6 and consists of approximately 31 million cells (prism- and hex-cells). For computations the buoyantBoussinesqFoam solver family of OpenFOAM 1.6 was employed including the implementation of the non participating grey discrete ordinates model.

STAB

Ergebnis:

At the conference results of unsteady Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (URANS) simulations of mixed convection in an AIRBUS A-320 cabin in mixed ventilation setup reflecting thirteen seat rows and 78 passenger dummies will be presented.

It can be seen that in the approximate middle of the domain (seventh seat row – Fig.1), there is an antisymmetric flow and a temperature field resulting from the mixing of essentially two components: the local convective flows driven by buoyancy due to the temperature differences between the heated passenger models and the surrounding air and the much colder air inlet jets entering the domain. One can observe, that there is a short-circuit between the left air inlet jet and the air outlets. The passenger models located next to the aisle are cooled considerably near the heads and the side of the bodies which are oriented towards the aisle. The local convective flow on the passenger model sitting on the left is almost annihilated by the intensive the left air inlet jet. This behaviour is not observed on the right of the aisle.

For transient simulations, heat radiation revealed to have a strong effect on the temperature distribution. Due to the radiated heat the surface temperatures of the passenger models decreases. Therefore the temperature gradient is smaller and the magnitude of local convective flows decreases as well.

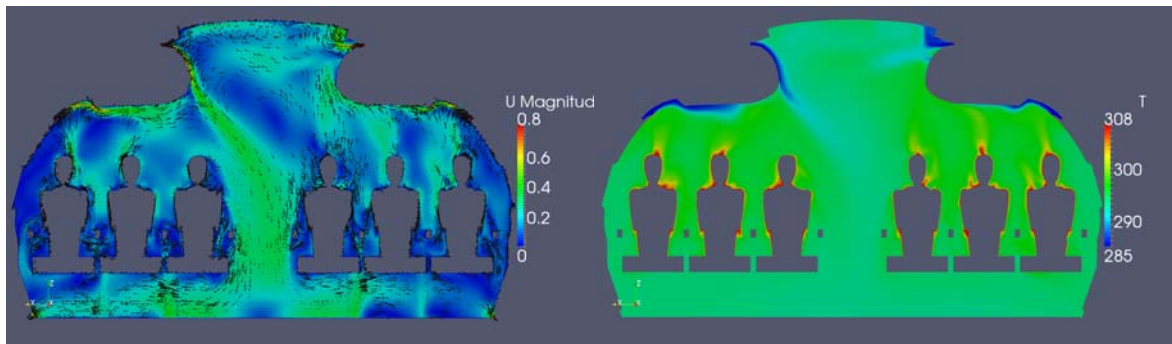


Figure 1: Velocity Magnitude distribution (left) and temperature distribution (right) in a plane located at the seventh seat row.

Literatur:

- [1] J. Bosbach, J.Pennecot, C.Wagner, M.Raffel, T.Lerche and S.Repp: Experimental and numerical simulations of turbulent ventilation in aircraft cabins, *Energy*, 31:694-705
- [2] W.Zhang and Q. Chen: Large-Eddy Simulation of natural and mixed convection airflow indoors with two simple filtered dynamics subgrid scale models, *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 37(5), 447-463
- [3] S.Yin and T.Zhang: A new under-aisle displacement air distribution system for wide-body aircraft cabins, *Eleventh International IBPSA Conference, Glasgow*, July 27-30. 2009

weiteres Vorgehen:

Transient simulations of the complete cabin for 300 s including radiation effects are planned. The statistically averaged results of these simulations will be compared with results of experiments and steady-state RANS simulations.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fluidsystemdynamik und Strömungsakustik

Ansprechpartner: Thomas Biermeier, Stefan Becker und Andreas Wagner

Institution: Universität Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Prozessmaschinen und Anlagentechnik

Adresse: Cauerstraße 4, 91058 Erlangen

Telefon: 09131-85-29464

Telefax: 09131 85-29449

Email: Thomas.Biermeier@ipat.uni-erlangen.de

weitere Partner: AUDI AG, Ingolstadt

Thema: Strömungsakustik bei Fahrzeugklimatisierungssystemen

Ausgangssituation: Fahrzeugklimatisierungssysteme werden luftseitig durch die Laufradbewegungen des Lüftermoduls, sowie durch die turbulente Durchströmung der einzelnen Komponenten zu Schwingungen angeregt. Das vom jeweiligen Betriebspunkt abhängige Strömungsfeld, Hohlraummoden und Strukturschwingungen prägen die zwangsläufig resultierende, aber unerwünschte Schallabstrahlung. Bei bisherigen Lösungsansätzen stand die akustische Optimierung von Einzelkomponenten im Vordergrund. Auf Grund der vielfältigen Interaktion von strömungs- und strukturmechanischen, sowie akustischen Phänomenen kann aber nur durch eine ganzheitliche Betrachtung des Systems Fahrzeugklimaanlage ein optimaler, geräuscharmer Zustand erreicht werden.

Ziel: Ziel der Untersuchungen ist es, die Schallabstrahlung des Gesamtsystems zu reduzieren und deren spektrale Verteilung zu bewerten. Hierbei gilt es, sowohl den Einfluss einzelner Systemkomponenten als auch die physikalischen Wechselwirkungen im Gesamtsystem zu analysieren. Am Ende der Forschungsarbeiten steht die Entwicklung eines Werkzeuges, das es erlaubt, Schallreduktionsmaßnahmen bereits in der Entwurfsphase von Klimaanlagen auf deren Wirksamkeit hin zu untersuchen.

Lösungsweg: Um ein besseres Systemverständnis zu entwickeln und die Übertragbarkeit der Versuchsergebnisse zu gewährleisten, wird ein komplementärer Ansatz gewählt. Die Untersuchungen erfolgen sowohl an Serienklimageräten, als auch an einem vereinfachten Anlagenmodell. Das vereinfachte Modell berücksichtigt alle relevanten akustischen Eigenschaften eines Serienklimageräts, wie z.B. breitbandiges Strömungsrauschen in Luftführungen oder an den Ausströmerlamellen entstehende, hochfrequente Schallanteile. Dieses Modell liefert Informationen über grundsätzliche physikalische Zusammenhänge des strömungsakustischen Verhaltens der Systemkomponenten. Ergänzt werden die experimentellen Untersuchungen durch numerische Simulationen an Einzelkomponenten, aber auch der Gesamtanlage.

Im ersten Schritt wurde untersucht, ob es möglich ist, einzelne Klimagerätekomponenten, wie Frischluftansaugung oder Lüftermodul, für sie typischen Frequenzbereichen zuzuordnen. Im Anschluss daran werden die Schallentstehungsorte der Einzelkomponenten bestimmt, die abgestrahlte Schallleistung quantifiziert, sowie die Interaktion der Komponenten untersucht. Hierbei wird durch Vergleichsmessungen die Übertragbarkeit der an Komponenten und am Modell ermittelten Ergebnisse auf die akustischen Auswirkungen im Gesamtfahrzeug überprüft.

Im letzten Schritt werden die Übertragungspfade des Schalls vom Entstehungsort bis in die Fahrgastzelle hinein ermitteln.

Ergebnis: In Abb. 1 sind die gemessenen Terzpegel bei konstantem Luftmassenstrom für unterschiedliche Frischluftansaugungen dargestellt. Die schwarze Messkurve zeigt die spektrale Schalldruckverteilung der Referenzkonfiguration. Die Frischluftansaugung erzeugt hierbei 4 % des Druckverlustes über das Gesamtsystem. Wird der Strömungswiderstand der Ansaugung auf 7 % erhöht, steigt der Schalldruckpegel (SPL) um 0,3 dB(A), siehe rote Kurve. Wie die blaue Kurve zeigt, wird bei einem Anstieg des Druckverlusts um 23 % das SPL um 1,7 dB(A) erhöht. Bei ansteigendem Druckverlust wird für einen konstanten Luftmassenstrom eine größere Lüfterraddrehzahl benötigt. Diese führt wiederum zu größeren Geschwindigkeits- und Druckgradienten in der Strömung und somit zu einer vermehrten Schallentstehung. Zusätzlich führen geringe Unwuchten des Lüfterrads mit zunehmender Drehzahl zu größeren Amplituden der Gehäusevibration. Das Ergebnis ist ein erhöhter Anteil des Vibrationsschalls bei den Strukturschwingungen. Beide Effekte beeinflussen insbesondere den Frequenzbereich unterhalb 5 kHz.

Auch der akustische Einfluss an der Frischluftansaugung entstehender Strömungsabrissgeräusche auf die Fahrgastzelle konnte bestimmt werden. In mehreren Stufen wurde der Abstand der Frischluftansaugung zum Fahrzeuginnenraum mit Hilfe einer Luftführung vergrößert. Die an der Fahrerposition durchgeführten Kunstkopfmessungen ergaben keine Veränderungen der Geräuschkulisse. Ein direkter Zusammenhang zur im Ansaugkanal gemessenen Akustik ist in den Messungen nicht mehr nachweisbar.

In der Abb. 2 ist der Kohärenzkoeffizient zwischen dem Luftschall und dem Messsignal eines auf der Gerätestand angebrachten Beschleunigungsaufnehmers dargestellt. Insbesondere im Frequenzbereich zwischen ca. 100 Hz und ca. 350 Hz ergab sich mit über 90 % eine ausgeprägte Kohärenz der Messsignale. Dies lässt auf die zu Vibration angeregte Seitenwand als Geräuschquelle in diesem Frequenzbereich schließen, was durch weitere Messungen untermauert werden konnte. Die Ursache dafür bildet der turbulente Luftstrom, der nach dem Austritt aus dem Spiralgehäuse von der Wand des Klimageräts in den Luftverteilkasten umgelenkt wird. Bei diesem Strömungsvorgang werden die Eigenfrequenzen der Seitenwand zur Schwingung angeregt. Der Vibrationsschall wird wiederum in die Strömung übertragen und gelangt über diese direkt in die Fahrgastzelle.

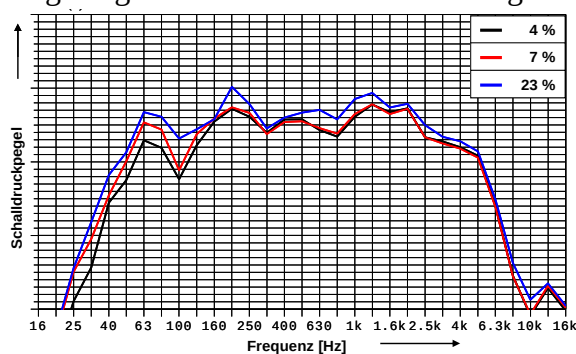


Abbildung 1: Schalldruckpegel in Abhängigkeit des Druckverlustes

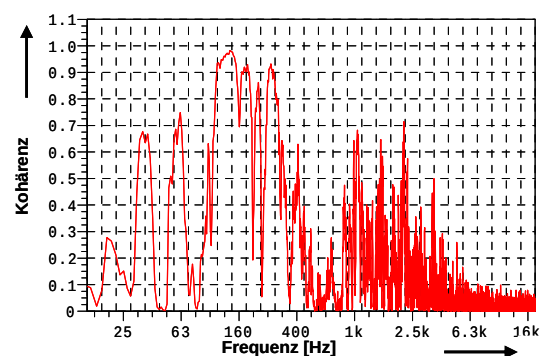


Abbildung 2: Kohärenz von Luftschall- und Beschleunigungssignal am Gehäuse

Literatur:

- [1] Andreas Eilemann. Practical Noise and Vibration Optimization of HVAC Systems. SAE Technical Paper Series, 1999-01-0867, Detroit, Michigan, March 1-4, 1999
- [2] Xu Wang, Simon Watkins. Noise Refinement Solutions for Vehicle HVAC Systems. SAE Technical Paper Series, 2007-01-2184, St. Charles, Illinois, May 15-17, 2007
- [3] Wolfram Kühnel, Michael Paul, Norman Schaake, Michael Schrupf. Geräuschreduzierung in Fahrzeug-Klimaanlagen, ATZ 12/2004 Jahrgang 106, pp. 1086-1095

weiteres Vorgehen: Die Untersuchungen werden auf die Lokalisierung und Quantifizierung der akustischen Quellterme im Modellklimagerät erweitert. Das vereinfachte Modell ermöglicht es, die unterschiedlichen, physikalischen Phänomene getrennt voneinander zu betrachten und grundsätzliche Aussagen über die Wechselwirkung einzelner Systemkomponenten zu treffen. Innovative Konzepte, wie z.B. Schallauslöschung durch Interferenz, sollen zunächst am vereinfachten Modell untersucht und anschließend auf das Seriengerät übertragen werden.

Datum: 21.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Fachgebiet für Numerische Methoden der Fluidodynamik

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. Jan Schulze

Institution:

Technische Universität Berlin

Adresse:

Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin

Telefon:

030 314 21131

e-mail:

jan.schulze@tu-berlin.de

Weitere Partner:

Prof. Dr. Jörn Sesterhenn

Thema:

Optimierung poröser Materialien mit adjungierten Methoden zur Lärmreduktion von Überschallfreistrahlen.

Ausgangssituation:

Überschallfreistrahlen treten in vielen technischen Anwendungen auf, wie z. B. in der militärischen, aber auch zivilen Luftfahrt. Der dadurch entstehende aeroakustische Lärm kann Schalldruckpegel (SPL) von bis zu 160 dB erreichen. Das ist so laut, dass mechanische Bauteile derart in Schwingung versetzt werden können, dass sie ermüden oder sogar komplett versagen. Die Reduktion von Lärm aus Überschallfreistrahlen ist also von großem Interesse, nicht nur um den Kabinenlärm von Flugzeugen zu reduzieren.

Die dominante Lärmquelle von Überschallfreistrahlen stellt der sog. *Screech* dar. Dieser entsteht durch eine Rückkopplung von stromauf laufendem stossinduzierten Lärm mit dem Düsenaustritt. An dieser Stelle regen die akustischen Druckfluktuationen Instabilitäten in der dünnen Mischungsschicht an, die stromab transportiert werden und zu Wirbeln anwachsen. Schiefe Verdichtungsstöße die an der Mischungsschicht reflektiert werden interagieren mit diesen Wirbeln und emittieren wiederum stoßinduzierten Lärm wodurch die Rückkopplungsschleife geschlossen wird.

Ziel:

Durch eine gezielte Optimierung mittels poröser Materialien an der Düse soll der Rückkopplungsmechanismus des *Screech* unterbrochen werden, um somit den aeroakustischen Lärm von Überschallfreistrahlen zu minimieren.

Lösungsweg:

Mit dem Einsatz von adjungierten Methoden ist es möglich den Gradienten eines definierten Zielfunktional zu bestimmen. Für den hier vorliegenden Fall sind die adjungierten Gleichungen für die kompressiblen Navier-Stokes (NS) Gleichungen mit porösen Materialien hergeleitet. Als Zielfunktional wird der Lärm an einer bestimmten Stelle im akustischen Nahfeld des Freistrahls verwendet. Durch eine Vorwärtsrechnung der direkten Navier-Stokes Gleichungen (DNS) und anschließende Rückwärtsrechnung der adjungierten Navier-Stokes Gleichungen kann der Gradient zur Optimierung der Porosität an der Düse gefunden werden. Da die NS-Gleichungen nichtlinear sind, muss die Lösung der Vorwärts-

Datum: 30.06.2010

STAB

rechnung abgespeichert werden um sie für die Linearisierung der Rückwärtsrechnung zu verwenden.

Ergebnis:

Im Rahmen dieses Symposiums werden erste Ergebnisse zur Reduktion von Überschalllärm durch den optimalen Einsatz poröser Materialien vorgestellt.

Die Düse, wie sie in Abb. 1 dargestellt ist, besteht aus einem festen und undurchdringlichen Körper (schwarz), den man nicht ändern kann und einem porösen Teil, der vom Optimierungsalgorithmus angepasst wird (schraffiert).

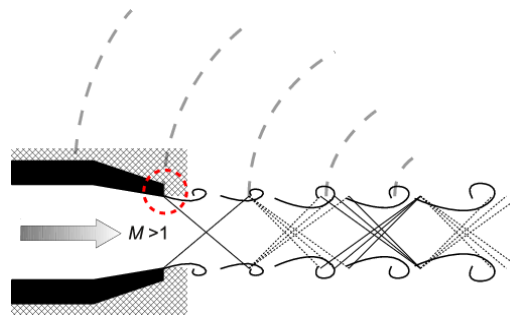


Abb. 1: Schematische Darstellung der Duesengeometrie mit porösem Material (schraffiert)

Abbildung 2 (links) zeigt den letzten Zeitschritt zum Zeitpunkt $t=T$ für den noch nicht kontrollierten Fall. Hier ist noch kein poröses Material verwendet und es stellt die Anfangslösung des iterativen Optimierungsalgorithmus dar. Bei diesem zweidimensionalen Fall beträgt die Mach Zahl $M=1,15$ und das unterexpandierte Druckverhältnis $1,2$. Basierend auf der Mach Zahl und des Düsendurchmessers beträgt die Reynoldszahl $Re=5000$. Als Visualisierung dient die Druckfluktuation. Neben den Stosszellen im Inneren des Freistrahls sieht man auch deutlich die Akustik im Nahfeld.

In Abb. 2 (rechts) ist der letzte Zeitschritt für den kontrollierten Freistrahlschweif dargestellt. Dieses vorläufige Ergebnis ist nach nur einer Iteration aufgenommen und zeigt eine Lärmreduktion von mehr als 10% entlang der gestrichelten Linien. Obwohl das Screech Phänomen hier noch nicht voll ausgebildet ist, wird dennoch Lärm minimiert, allerdings basierend auf einer anderen Quelle. Die Porosität am Austritt der Düse beeinflusst die Wirbelbildung in den Mischungsschichten und reduziert somit den wirbelinduzierten Lärm.

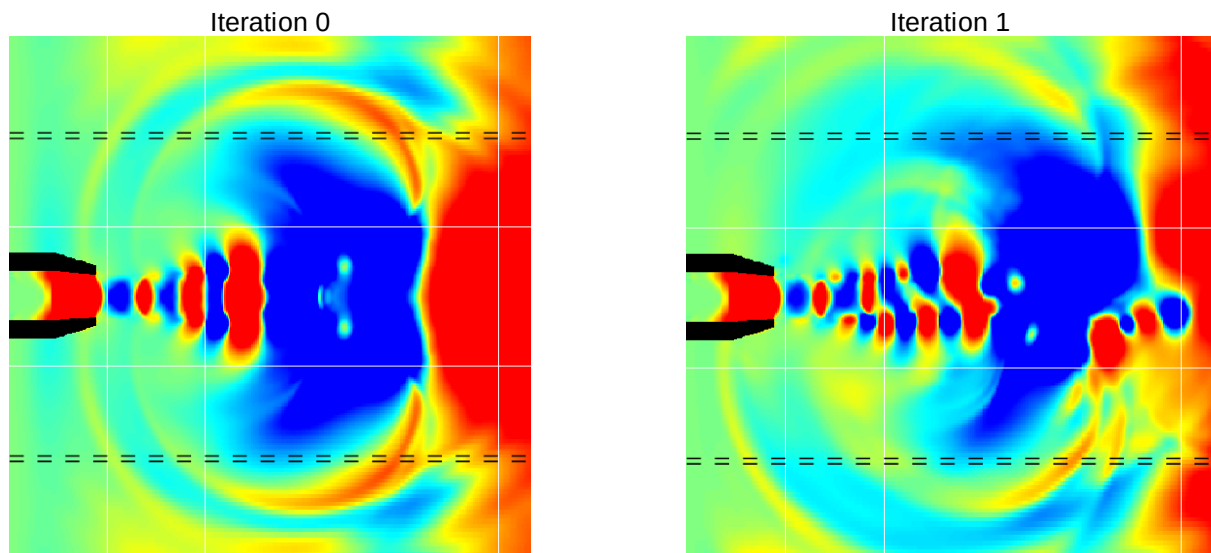


Abb. 2: links: Überschallfreistrahlschweif ohne Optimierung. Rechts: Überschallfreistrahlschweif nach dem ersten Optimierungsloop. Gestrichelte schwarze Linien stellen den Bereich dar, in dem der Lärm minimiert werden soll.

Weiteres Vorgehen:

In aktuellen Rechnungen wird obiger Lösungsweg auf den dreidimensionalen Fall mit hoher Reynoldszahl ausgeweitet

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Ansprechpartner: Arne Stürmer

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531 295-2853
Telefax: 0531 295-2320
e-mail :**

arne.stuermer@dlr.de

weitere Partner: Jianping Yin, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Thema: Aktive Reduktion von instationären Lasten an installierten CROR
Antriebssystemen**

Ausgangssituation:

Contra-Rotating Open Rotor (CROR) Antriebssysteme versprechen erhebliche Effizienzvorteile gegenüber derzeitigen Turbofan-Antrieben, und stellen damit in Bezug auf Treibstoffverbrauch und CO₂-Emissionen eine sehr attraktive Alternative als Triebwerk für zukünftige zivile Transportflugzeuge dar. Allerdings sind die offenen Rotoren gerade in der Pusher-Konfiguration bei der Installation am Flugzeug starken instationären Belastungen ausgesetzt, die neben strukturellen Aspekten eine erhebliche Lärmquelle darstellen. Die Blätter der Rotoren treffen dabei periodisch auf den Nachlauf des Pylons, was zu einem erheblichen und abrupten Anstieg der Blattlasten führt, wie in Bild 1a dargestellt. Diese instationären Lastwechsel führen zu erhöhten Lärmemissionen, wobei vor allem die Abstrahlcharakteristik stromauf einen Anstieg gegenüber einem isolierten CROR-Antrieb aufweist.

Ziel:

Da die Lärmemissionen für die Zertifizierbarkeit eines CROR-Antriebes für zukünftige zivile Transportflugzeuge eine der entscheidenden Herausforderungen darstellt, ist die Reduktion des Einflusses der Installationseffekte von grosser Bedeutung. Durch aktive Massnahmen besteht die Möglichkeit, die negative Beeinflussung der Rotor-Blätter durch den Pylon-Nachlauf zu verringern.

Lösungsweg:

Wie in Bild 2a dargestellt, ist der Pylon-Nachlauf durch einen wohldefinierten Bereich reduzierter Geschwindigkeiten charakterisiert, der bei der Interaktion mit den Rotoren zu einer lokalen Erhöhung des effektiven Anstellwinkels der Blätter führt. Durch Nutzung von Zapfluß aus dem Kerntriebwerk des CROR-Antriebes für die Ausblasung an der Hinterkante des Pylons lässt sich eine Reduktion des Ausprägung des Nachlaufes erzielen, wie in Bild 2b gezeigt ist. Dadurch können die instationären Lastwechsel der Blätter und damit auch die zusätzliche Lärmemission reduziert werden.

Ergebnis:

Bilder 1a und 1b zeigen den Vergleich der Ergebnisse von instationären Simulationen eines isolierten und eines installierten CROR-Antriebes, die den deutlichen Einfluss der Interaktion der Rotoren mit dem Pylon-Nachlauf auf die Aerodynamik und Aeroakustik aufzeigen. Bild 2a und 2b demonstrieren das Potential der Ausblasung an der Hinterkante des Pylons zur Reduktion der Stärke des Nachlaufes.

STAB

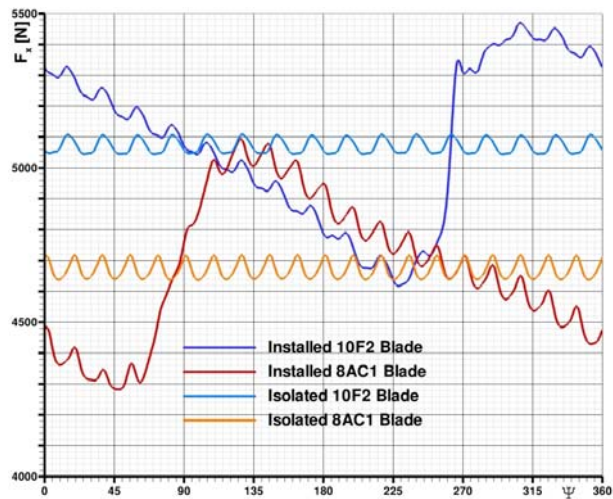


Bild 1a: Einfluss des Pylon-Nachlaufs auf die Blattlasten im Vergleich mit einem isolierten CROR

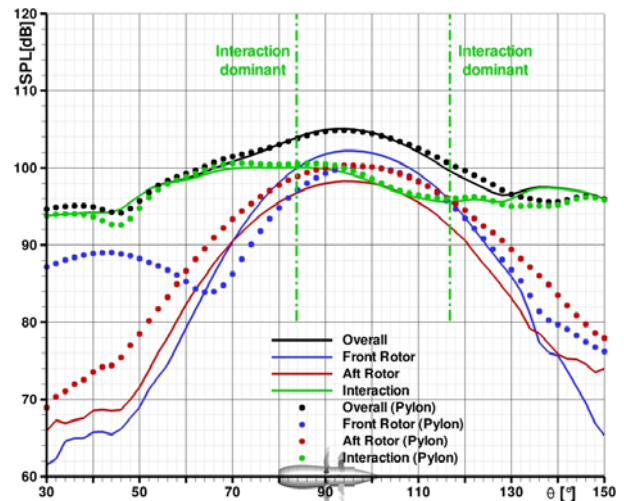


Bild 1b: Einfluss der Installation auf die Lärmabstrahlcharakteristik

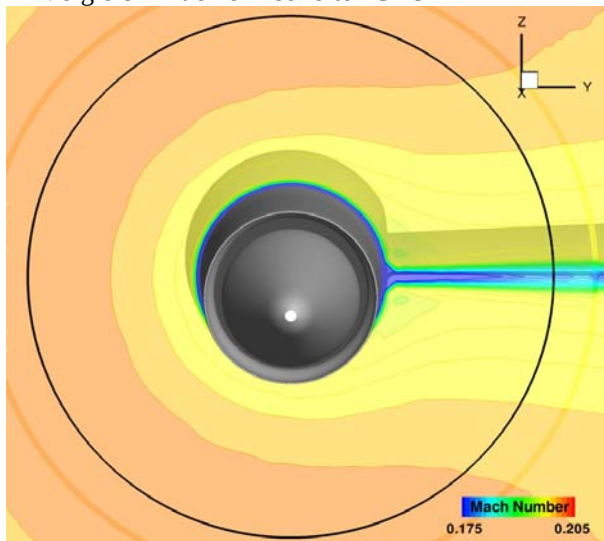


Bild 2a: Pylon-Nachlauf in der Ebene des vorderen Rotors

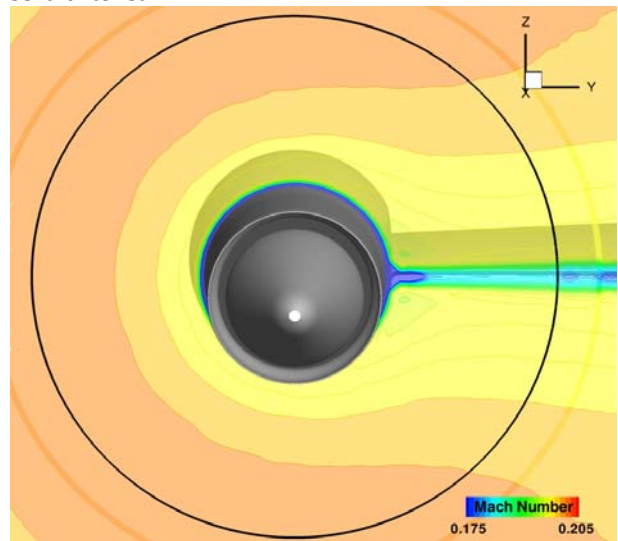


Bild 2b: Reduktion des Pylon-Nachlaufes durch Ausbläsung an der Pylon-Hinterkante

Literatur:

- [1] Hager, R. D. and Vrabel, D.: "Advanced Turboprop Project", NASA SP-495, 1988.
- [2] Gerhold, T.: "Overview of the Hybrid Rans Code TAU", Vol. 89, Springer Verlag, 2005.
- [3] Stürmer, A., Yin, J.: "Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of Contra-Rotating Open Rotor Propulsion Systems at Low-Speed Flight Conditions"; In: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder (Eds.), "New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VII", NNFM, Vol. 112, Springer, 2010.
- [4] Stürmer, A. and Yin, J.: "Aerodynamic and Aeroacoustic Installation Effects for Pusher-Configuration CROR Propulsion Systems", 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4235, Chicago, IL, USA, 2010.

Weiteres Vorgehen:

Mittels einer Studie unter Verwendung von stationären RANS-Rechnungen mit dem DLR TAU-Code wird der erforderliche Luftmassenstrom der Ausbläsung für eine möglichst optimale Reduktion des Pylon-Nachlaufes ermittelt. In einer anschließenden instationären Simulation des CROR-Antriebes mit Hinterkantenausbläsung werden dann die resultierende Reduktion der periodischen Blattlasten und der Lärmemissionen nachgewiesen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Dietmar Fleischer; PD Dr.-Ing. habil. Christian Breitsamter;
Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16131

Telefax: 089/289-16139

e-mail: dietmar.fleischer@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: EADS Deutschland GmbH

Thema: Verfahren reduzierter Ordnung für aeroelastische Anwendungen

Ausgangssituation:

Im industriellen Flatteranalyseprozess basiert die Berechnung der instationären aerodynamischen Luftkräfte, verursacht durch die Umströmung der harmonisch schwingenden Flügelstruktur, derzeit noch weitgehend auf Verfahren der Potentialtheorie. Damit ist es möglich, in kurzer Zeit die instationären aerodynamischen Größen zu berechnen, jedoch werden die Strömungsgrößen vor allem im transsonischen Flugbereich ungenau wiedergegeben. Starke Verdichtungsstöße können nicht erfasst werden, sodass keine Informationen hinsichtlich Stoßintensität und Stoßlage vorliegen. Deshalb ist es sinnvoll, die instationären aerodynamischen Lasten mit höherwertigeren Verfahren (CFD-Verfahren) zu berechnen, um so Ergebnisse mit ausreichender Genauigkeit im Hinblick auf die weitere Verarbeitung zu erzielen. Andererseits sind CFD-Verfahren zur Lösung von Strömungsproblemen mit Euler- oder Navier-Stokes-Lösern rechenzeitaufwendig, vor allem wenn eine hohe Anzahl an zu variierenden Parametern vorliegt (z.B. Machzahl, Anstellwinkel, reduzierte Frequenz, Schwingungsform). Aus diesem Grunde wird versucht, basierend auf vollständigen CFD-Methoden, Verfahren reduzierter Ordnung zu gewinnen, sogenannte „Reduced Order Models“ - ROMs. Damit soll einerseits der Rechenzeitaufwand verringert und andererseits aber auch die Qualität einer nichtlinearen CFD-Lösung beibehalten werden (im Rahmen der getroffenen Annahmen).

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, ein ROM für das am Lehrstuhl für Aerodynamik vorhandene Navier-Stokes-Verfahren zu entwickeln. Das ROM soll im Zeitbereich arbeiten und die generalisierten Luftkräfte (GAF) aufgrund der Bewegung in den Eigenformen der Struktur berechnen.

Lösungsweg:

Ein ROM im Zeitbereich kann über die Zustandsraumdarstellung gewonnen werden, wobei hier nicht das gesamte instationäre Strömungsfeld berechnet wird, sondern man sich auf wenige wesentliche globale Größen als Ergebnis beschränkt. Hierbei stehen die generalisierten Luftkräfte im Vordergrund der Betrachtung, die dann weiter in den aeroelastischen Flatteranalyseprozess integriert werden können. Um das aerodynamische ROM im Zeitbereich zu erzeugen, muss in einem ersten Schritt die Systemidentifikation des CFD-Systems erfolgen. Dazu werden dem CFD-Löser Impuls- oder Sprungfunktionen aufgeprägt. Die generalisierten Luftkräfte werden als Antwort auf die entsprechenden Eingänge aufgezeichnet. Die Systemidentifikation erfolgt anschließend mit den MATLAB-

Routinen ERA für Impulsfunktionen als Eingangssignal („Eigensystem Realization Algorithm“) bzw. OKID für beliebige Eingangssignale („Observer Kalman Identification Algorithm“). Über die Systemidentifikation gelangt man schließlich zur Zustandsraumdarstellung eines linearen zeitinvarianten dynamischen Systems und kann auch für beliebige Eingangssignale (z.B. harmonische Funktionen) die Systemantwort in Form von GAF-Werten berechnen.

Ergebnis:

Als Testbeispiel wurde die AGARD 445.6 Konfiguration ausgewählt, für die schon umfangreiche Referenzergebnisse zum Vergleich vorliegen [1]. Die Systemidentifikation erfolgt über Sprungfunktionen und es wurden die ersten vier Moden der Struktur betrachtet (vgl. Abb. 1). Während bisher Euler-Rechnungen, d.h. zeitgenaue (AER-Eu) und zeitlinearisierte (AER-SDEu)-Verfahren zum Vergleich herangezogen wurden, und eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Euler- und ROM-Ergebnissen vorliegt (vgl. Abb. 2), sollen nun Navier-Stokes-Ergebnisse mit einem entsprechenden ROM verglichen werden.

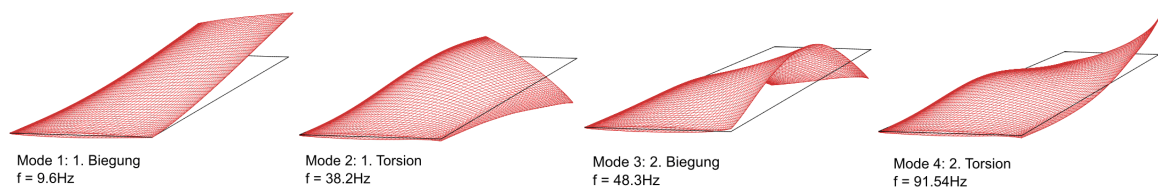


Abbildung 1: Die ersten vier Eigenformen der AGARD 445.6 Konfiguration

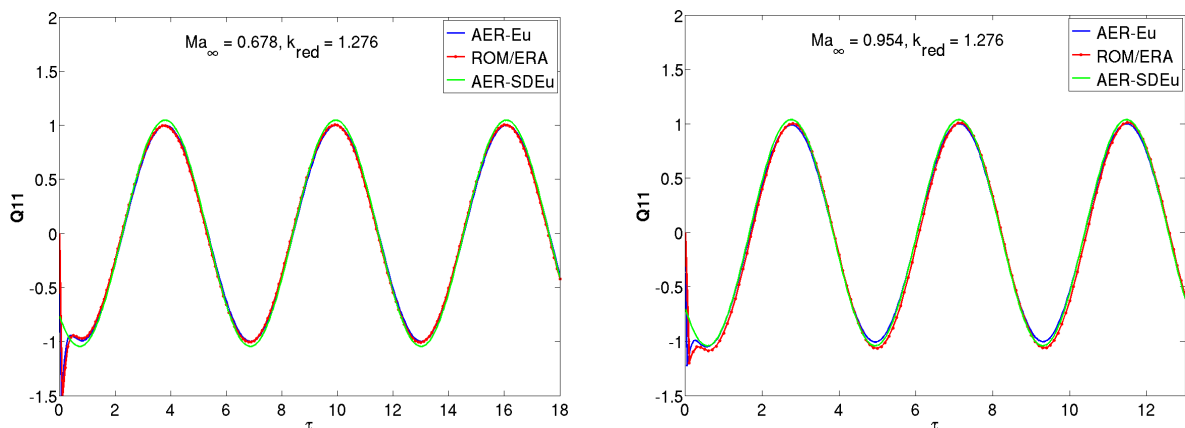


Abbildung 2: Antwort des Originalsystems (AER-Eu) und des identifizierten ROMs (ROM/ERA) bezüglich der GAF-Werte Q_{11} für $Ma_\infty = 0.678$ und $Ma_\infty = 0.954$

Weiteres Vorgehen:

Eine Erweiterung des vorgestellten ROM-Verfahrens stellt die simultane Anregung mehrerer Eigenmoden des Originalsystems mit Hilfe von orthogonalen Funktionen dar [2]. Dadurch reduziert sich der numerische Rechenaufwand auf lediglich eine Rechnung am Originalsystem.

Literatur:

- [1] D. Fleischer, C. Vidy, M. Iatrou, C. Breitsamter, C. Weishäupl. *Linear Flutter Prediction For Low Aspect Ratio Wings Using A Small Disturbance Euler Method*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2009, Seattle (WA), IFASD-2009-055.
- [2] W. A. Silva, V. N. Vatsa, R. T. Biedron. *Development of Unsteady Aerodynamic and Aeroelastic Reduced-Order Models Using the FUN3D Code*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2009, Seattle (WA), IFASD-2009-030.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Ansprechpartner: Rogier Giepman (former intern student at DLR's Institute of Aeroelasticity in Göttingen), Jens Nitzsche (supervisor of the project)

Institution: Institut für Aeroelastik, DLR

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: +49-551-7092375
Telefax: +49-551-7092862
e-mail: jens.nitzsche@dlr.de

weitere Partner: Aerodynamics Department, TU Delft, The Netherlands

Telefon: +31-621846869 **e-mail:** R.H.M.Giepman@student.TUdelft.NL

Thema: Closed-loop Control of Transonic Buffet Flows

Ausgangssituation:

Beyond certain critical conditions (Mach number, angle of attack, etc.) transonic flows around airfoils can show large scale self-sustained flow oscillations. These oscillations are commonly referred to as shock buffet oscillations. They can excite the eigenmodes of the structure, which could potentially have catastrophic consequences.

Outside this critical regime these oscillations are being damped out, the damping factor of this process can however be very small. As a result of that, a large amount of computational time is needed before a steady-state solution is reached.

Ziel:

The design of a basic closed-loop controller that is capable of increasing the effective amount of damping that is present in the system. So, in the critical regime we want the controller to push the system towards a quasi-stable fixed point solution. This solution is interesting because it can be used to track the initiation and development of disturbances that finally result in the large scale flow oscillations. This might lead us to a better understanding of the physics behind these flow oscillations.

Outside this critical regime we want to use this controller as a convergence acceleration tool, that pushes the system as quickly as possible towards its steady state, resulting in less computational time.

Lösungsweg:

- 1) Before one can design a controller it is first of all important to get a good understanding of the shock buffet phenomenon and to what extent it is depending upon the grid, turbulence model, angle of attack and other parameters. So, how do these parameters influence the flow topology as well as the frequency and damping characteristics of the flow oscillations? This step forms an extension on the work that has been done in [1].
- 2) A smoothened impulse input is used to change the angle of attack (α). The resulting frequency response of the lift-coefficient (C_l) is then used to couple C_l and α in a Laplace model. To cover the entire range of angles of attack, several of these models were derived and validated by means of test signals.
- 3) The models were implemented in the Simulink environment and a controller was designed and tested.
- 4) This controller was then implemented in the TAU-Python environment and its effectiveness in a real CFD simulation was tested. To optimize the controller, iterations between step 3 and 4 were carried out.

Ergebnis:

Different turbulence models (SAO, LEA, Menter-SST) were tested and the flow topology for a range of different angles of attack was recorded. It turned out that the shock location is insensitive when it comes to the turbulence model that is being used. On the otherhand, the separation bubble that is being formed behind this shock is highly dependent upon the choice of turbulence model. The results indicated that the LEA model would be the most appropriate model for our purpose of controller design.

In the next step, Laplace models were constructed of the shock buffet phenomenon. Validation with other signals showed us that the models give accurate predictions as long as the changes in the angle of attack are small and relatively slow. That of course makes sense, since we are trying to represent a highly non-linear phenomenon with linear Laplace models.

In the Simulink environment a combined feedback loop of the rate of the lift-coefficient and the angle of attack was constructed. The next step was to program this controller in Python and couple it with the TAU simulation. TAU advances the solution by one timestep and sends the lift-coefficient to the controller in Python. This controller calculates a new control input and again sends it to the TAU simulation.

After some fine-tuning of the 2 gains that are present in this controller, it turned out to be possible to completely remove the oscillations from the flow in the critical regime. As exemplified by Fig.1. Outside this regime the controller acts as an effective convergence acceleration tool, for some cases the steady-state solution was reached 13 times faster!

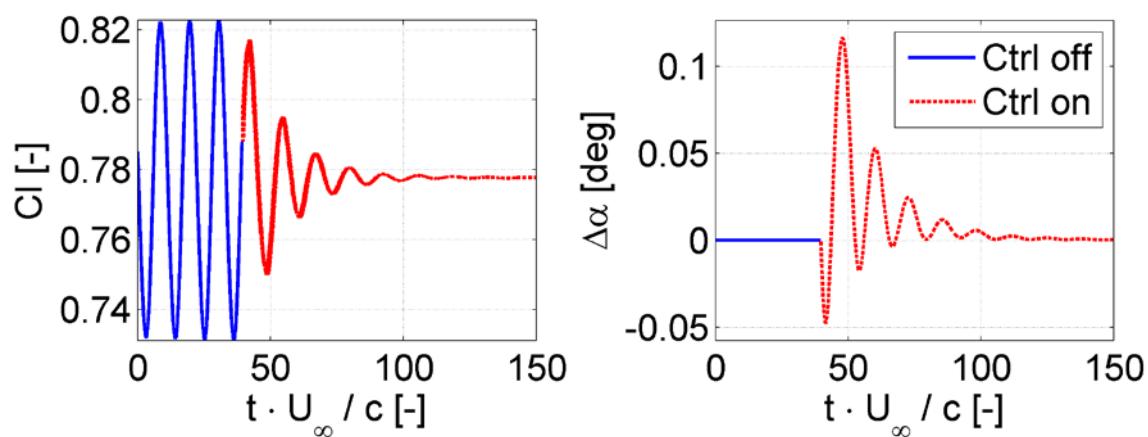


Fig. 1: Switching the controller on for an angle of attack of 4.2° . Note how the controller stabilizes the the flow oscillations and the fact that the angle of attack returns to its initial value of 4.2° .

Literatur:

[1] J. Nitzsche (2009), A numerical study on aerodynamic resonance in transonic separated flow, IFASD-2009-126 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Seattle

Weiteres Vorgehen:

- A thorough examination of the fixed-point solution that has been obtained by applying the controller. By switching off the controller the flow oscillations will again appear in the flow, it would be very interesting to inspect the initiation of these disturbances and their development over time.
- Streamline the design process of the controller, such that it can also be easily applied for other problems (different airfoil, Mach number, etc.)

Mitteilung

Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik
Ansprechpartner: J. Nitzsche
Institution: Institut für Aeroelastik, DLR
Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
Thema: **Aerodynamische Resonanz bei transsonischer Profilumströmung**
Telefon: 0551-709-2375
Telefax: 0551-709-2862
e-mail: jens.nitzsche@dlr.de

Ausgangssituation: Bei transsonischer Profilumströmung können oberhalb kritischer Anströmbedingungen (Mach-Zahl und Anstellwinkel) häufig niederfrequente, selbsterregte Stoßschwingungen großer Amplitude beobachtet werden – das sog. *Shock Buffet* [1]. Erfahrungsgemäß treten aber auch bereits unterhalb der sog. *Buffetgrenze* gedämpfte Oszillationen des Strömungsfeldes auf. Die dadurch induzierten instationären Luftlasten stellen aus aeroelastischer Sicht eine potentielle Gefahr dar, insbesondere dann, wenn eine Kopplung der Shock-Buffet-Schwingungen mit dem Eigenverhalten einer umströmten Flugzeugstruktur zu erwarten ist. Die Eignung URANS- oder DES-basierter CFD-Verfahren diese rein aerodynamischen Schwingungen abzubilden, wurde bereits mehrfach demonstriert (u.a. [2, 3]). Der eigentliche strömungsmechanische Rückkopplungsmechanismus hinter diesen Oszillationen ist jedoch Gegenstand anhaltender Diskussion.

Ziel: Ein Teilziel im DLR-Projekt *RETTINA* ist die robuste CFD-gestützte Modellierung des Shock-Buffet-Phänomens. Dazu soll u.a. das Verständnis dieser Instabilität anhand einfacher 2-d Profilgeometrien verbessert werden. Untersucht werden zunächst stabile, subkritische Strömungsfelder unterhalb der Buffetgrenze. Zu klären sind folgende Fragen:

1. Warum schwingt das Strömungsfeld überhaupt (gedämpft) bereits unterhalb der Buffetgrenze mit einer ausgezeichneten Frequenz nachdem es durch eine beliebig kleine, impulsartige Störung aus dem stationären Gleichgewicht gebracht wurde?
2. Warum entdämpft sich diese aerodynamische Eigenschwingung mit zunehmendem Anstellwinkel bis schließlich zur Selbstverstärkung?

Lösungsweg: Simuliert wird beispielhaft die instationäre Umströmung des superkritischen Profils BAC 3-11 bei $Ma=0.75$ und $Re=4.5 \times 10^6$. Zur Anwendung kommt der URANS-Löser TAU unter Verwendung unterschiedlicher Turbulenzmodelle (SAO, LEA, SST, SAO-DDES) auf unterschiedlich feinen, hybriden 2-d Rechengittern. Die Buffetgrenze wird zunächst ermittelt durch gleitendes, quasi-stationäres Verfahren des Anstellwinkels bis zum Einsetzen der selbsterregten Oszillationen. Anschließend werden stabile Strömungsfelder bei konstanten Anstellwinkeln unterhalb der zuvor ermittelten Buffetgrenze mittels kleiner Geometrieänderungen periodisch angeregt. Die geringe Störungsamplitude bewirkt, dass im eingeschwungenen Zustand alle Strömungsfeldgrößen fast ausschließlich mit der Anregungsfrequenz antworten (Quasi-Linearität). Alternativ zu harmonischer Anregung werden Ausschwingkurven als Antwort auf pulsförmige Störungen im Zeitbereich analysiert.

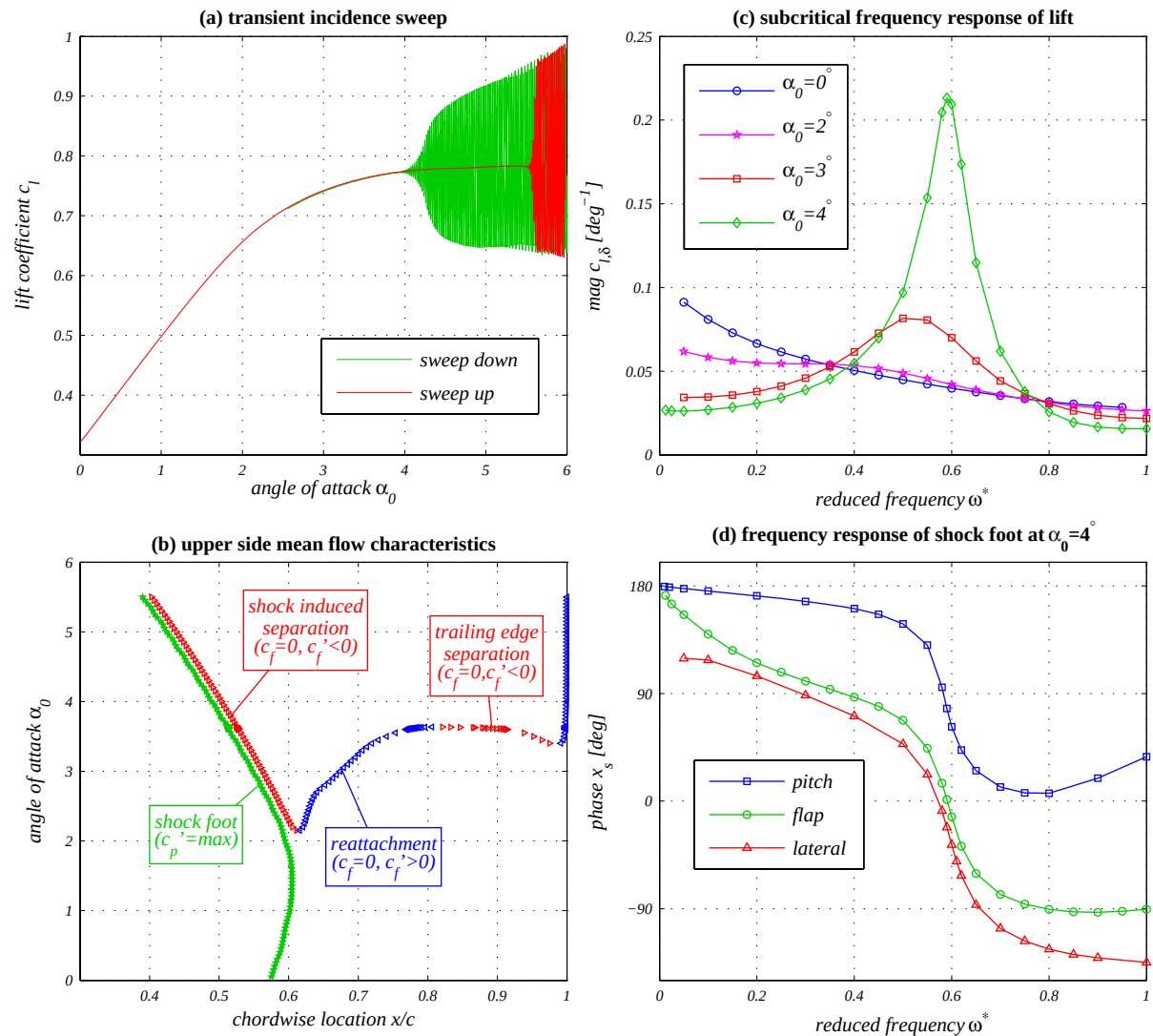
Ergebnis: Beim gleitenden Hochfahren des Anstellwinkels setzt im hier gezeigten Beispiel bei 5.5° katastrophenartig das Shock Buffet ein (siehe Abb. 1a). Eine ausgeprägte Hysterese wird sichtbar beim Zurückfahren des Anstellwinkels: Die stabilen Buffetschwingungen halten diesmal bis 4.5° an. Die reduzierte Grenzyklusfrequenz liegt bei $\omega^* \approx 0.6$. Abb. 1b zeigt die quasi-stationäre Wanderung von Stoßfuß-, Ablöse- und Wiederanlegepunkten auf der Oberseite zwischen 0° und 5.5° . Die Unterseite bleibt komplett subsonisch. Oberhalb 2° setzt stoßinduzierte Ablösung und einhergehend inverse Stoßbewegung ein. Bei 3° ist eine Ablöseblase unter dem Stoß erkennbar. Bei 4° geht die stoßinduzierte Ablösung vollständig bis zur Hinterkante.

Für vier subkritische Anstellwinkel $\alpha_0 = \{0^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ\}$ wurde das stationäre Strömungsfeld mittels kleiner Ruderschwingungen bis zu einer reduzierten Frequenz von $\omega^* = 1$ harmonisch gestört. Die Amplitudengänge für das Auftriebsderivativ $c_{l,\delta}$ sind in Abb. 1c gezeigt: Mit zunehmendem Anstellwinkel entwickelt sich aus einem zunächst monotonen Verlauf der Antwortamplitude eine deutliche Resonanzüberhöhung mit leicht zunehmender Frequenz und abnehmender Dämpfung. Abb. 1d zeigt die Phasenantwort der Stoßwanderung des $\alpha_0 = 4^\circ$ Strömungsfeldes bei Erregung durch drei verschiedene Kinematiken: Starrkörperrotation (pitch), Ruderschwingung (flap) und longitudinale Translation (lateral). Alle drei Phasengänge weisen einen charakteristischen -180° Phasensprung der Stoßbewegung gegenüber der Erregung auf. Speziell für den Pitch-Phasengang gilt: Im quasi-

stationären Fall ($\omega^* \rightarrow 0$) bzw. für niedrige Frequenzen schwingt der Stoß invers ($+180^\circ$). Für hohe Frequenzen schwingt er nahezu in Phase (0°). Der Übergang liegt exakt bei der aerodynamischen Eigenfrequenz.

Bis hier wurde gezeigt, dass sich Shock Buffet für kleine Amplituden effektiv als ein aerodynamischer, komplex-wertiger Eigenwert eines gedachten, zeit-linearisierten Strömungsfeldes auffassen lässt, dessen Realteil an der Buffetgrenze das Vorzeichen wechselt, es sich also um ein klassisches lineares Stabilitätsproblem handelt – analog zum Problem des laminar-turbulenten Übergangs oder zum Flutterproblem. Diese These wird gestützt durch eine Eigenwertanalyse der mittels finiter Differenzen erzeugten Flux-Jacobian $\partial R/\partial W$ für eine Reihe subkritischer Strömungsfelder.

Weiteres Vorgehen: Ziel einer laufenden Parameterstudie ist die Herstellung einer Korrelation zwischen Strömungsfeldeigenschaften (z.B. Stoßlage, Ablöselänge) und dem dominierenden komplexen aerodynamischen Eigenwert. Von besonderem Interesse ist die Frage ob auch subsonische Strömungsfelder mit vergleichbarer milder Ablösung (z.B. laminare oder Spoiler-induzierte Ablöseblasen) ähnlich tiefe Eigenfrequenzen aufweisen können (vgl. [4]).



Literatur:

- [1] LEE, B.H.K.; *Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds*; Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, No. 2 (February 2001), pp. 147-196.
- [2] DECK, S.; *Numerical simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil*; AIAA Journal, Vol. 43, No. 7. (2005), pp. 1556-1566.
- [3] ŠODA, A.; *Numerical investigation of unsteady transonic shock/boundary-layer interaction for aeronautical applications*. Dissertation. DLR FB 2007-03, 2007
- [4] MABEY, D.G.; *Some aspects of aircraft dynamic loads due to flow separation*; Progress in Aerospace Sciences, Vol. 26, No. 5 (May 1989), pp. 115-151

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Ansprechpartner: Markus Ritter

Institution: DLR Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstrasse10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2380
e-mail: Markus.Ritter@dlr.de

Thema: **Nonlinear Numerical Flight Dynamics of Flexible Aircraft in the Time Domain by Coupling of CFD, Flight Mechanics, and Structural Mechanics**

Ausgangssituation: Dynamic analysis of flexible aircraft typically involves the separation of rigid body dynamics and structural dynamics. This approach is justified if an adequate distance between the frequencies of the elastic and the flight mechanic modes is present. The structural characteristics of large transport aircraft as well as e.g. sailplanes are amongst others characterized by relatively low elastic frequencies due to increased flexibility. Therefore, the combined calculation of the coupled rigid body and structural dynamics becomes evident and the setup of an integrated elastic model of the aircraft is necessary.

Ziel: The goal of our research is to setup a simulation environment for the high fidelity, coupled flight dynamics simulation of a flexible aircraft in the time domain. Several applications are to be addressed by this simulation environment:

- a) The simulation of prescribed flight manoeuvres
- b) The simulation of gust encounter
- c) The investigation of effects that arise from coupling of flight mechanic and elastic degrees of freedom in the low frequency range

All three involved disciplines may include nonlinear effects. Important aerodynamic nonlinearities involve transonic effects due to shocks or separated flows. Structural nonlinearities involve e.g. large deformations and the rigid body dynamics should consider a time varying inertia tensor due to e.g. structural deformations or store separation. The environment should be able to simulate any flight trajectories in the entire flight envelope of the aircraft.

Lösungsweg: Solutions for the dynamic analysis of the elastic aircraft have been given by many authors, see e.g. Waszak and Schmidt [1] as well as Waszak and Buttrill [2]. Though several simplifications for the setup of the integrated model have been made there : Linear aerodynamics based on the strip theory or a constant inertia tensor. Since high fidelity simulations must include nonlinear effects, the first step is to improve the aerodynamic model. In our case the integration of a CFD aerodynamic model was chosen. This allows, depending on the degree of simplification (Euler or Navier-Stokes model), the consideration of important nonlinear aerodynamic effects mentioned above. The coupling of a CFD aerodynamic model with a rigid body vehicle model is described in [3] and [4]. A 6-DOF model was built there for the simulation of the flight trajectory by solving the equations of translational and rotational momentum.

Our approach enhances the coupling of the 6-DOF model with a CFD code by taking the elastic properties of the structure into account. This is done by spatial and temporal coupling of the three disciplines involved (CFD, 6-DOF rigid body motion and elastic structural dynamics). The output of the CFD solver consists of the unsteady forces and moments acting on the aircraft.

These forces and moments are transformed onto the structural model (a Finite Element model is used) via radial basis functions. Thus independent meshes for the aerodynamic and the structural discretisation of the models can be used. The elastic deformation of the structural model is then calculated using some implicit integration scheme (e.g. the Newmark scheme with a predictor and a corrector step). Depending on the magnitude of the structural deformations, either a discrete or a modal model of the structural stiffness can be used (the modal model reduces calculation time but is restricted to smaller deformations). After the calculation of the structural deformations, new aerodynamic forces are calculated for the deformed structure and used to calculate the new attitude of the aircraft. Therefore, the translational and rotational movement is calculated by the 6-DOF model in a body-fixed coordinate system. The angular orientation in space with reference to an inertial coordinate system is updated using quaternions, thus singularities such as the gimble lock, which occurs when using Euler angles, are avoided [3]. A coarse overview of the entire coupling approach is shown in Figure 1.

Ergebnis: The implemented model for the calculation of elastic deformations of a body due to applied aerodynamic forces was verified with data of wind tunnel experiments [5]. The 6-DOF module is validated for selected analytical test cases.

To test the integrated approach described above, a simple generic aircraft model was build in a first step. The CFD model consists of a quite coarse grid and is equipped with several flaps (see Figure 2). The structural FE model provides a very flexible wing and was build using the NASTRAN Finite Element analysis program, it consists of simple shell elements (see Figure 3). The 6-DOF model uses the mass of this model as well as the inertia tensor, both data are provided by NASTRAN.

The first “flight tests” with this model showed that the approach described above is able to reasonably simulate flight trajectories including structural deformations.

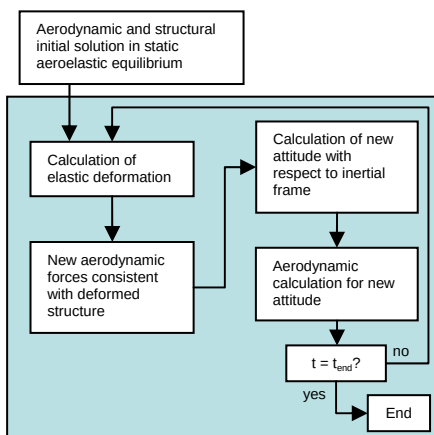


Figure 1: Coupling approach
CFD – elastic deformation – 6-DOF

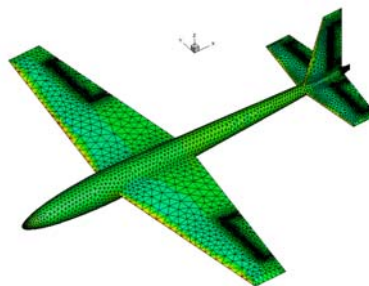


Figure 2: Coarse CFD test model equipped with flaps

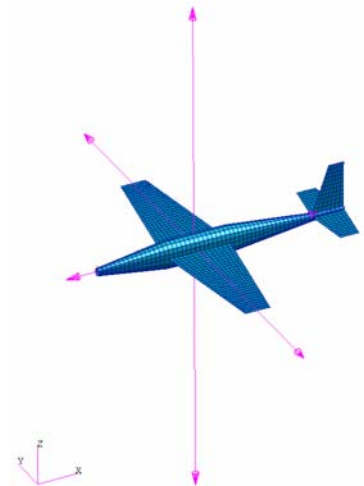


Figure 3: FE test model made of shell elements, arrows depicting principal axis at CG

- Literatur:** [1] Waszak, Schmidt: Flight Dynamics of Aeroelastic Vehicles. J.Aircraft 1988
 [2] Waszak, Buttril: Modeling and Model Simplification of Aeroelastic Vehicles: An Overview, NASA Technical Memorandum 107691
 [3] Murman, Aftosmis, Berger: Simulations of 6-DOF Motion with a Cartesian Method, AIAA-Paper 2003-1246, 2003
 [4] Heinrich, Michler: Unsteady Simulation of the Encounter of a Transport Aircraft with a Generic Gust by CFD Flight Mechanics Coupling, DLR AS
 [5] Neumann, J., Ritter, M. : Steady and Unsteady Aeroelastic Simulations of the HIRENASD Wind tunnel Experiment, IFASD 2009, Seattle

weiteres Vorgehen: The integration of a comprehensive flight control system for the simulation of trimmed flight states (cruise flight, manoeuvres) is intended.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulationen

Ansprechpartner: Daniel Banuti
Klaus Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge

Adresse: Bunsenstr. 10 **Telefon:** 0551 – 709 2403
37073 Göttingen **e-mail:** daniel.banuti@dlr.de

Weitere Partner:

Thema:

Numerical Study of the Influence of Injector Wall Temperature on Cryogenic Nitrogen Free Jets

Ausgangssituation:

In the pursuit of developing more efficient liquid rocket engines, high pressure combustion chambers are in use today. The behavior of propellants in face of these conditions is of major interest and being investigated vividly (Oschwald et al. [1]). Experiments show that as the critical pressure of oxygen is exceeded, the fluid no longer behaves like a liquid, instead it resembles a dense gas (Mayer et al. [2]).

As full scale combustion chambers are hardly accessible experimentally, experimental small scale and single-injector combustion chambers have been developed [1]. However, in order to further concentrate on the thermofluidynamic processes in the vicinity of the critical point, sophisticated inert pure substance experiments have been carried out, where cryogenic nitrogen is being injected into a pressurized room temperature nitrogen environment [2]. These experiments now serve as means to design, test and improve accurate numerical models. However, even recent high fidelity LES computations (Schmitt et al. [3]) show distinct features that are not seen in experiments, e.g. a stable axial dense core, extending some 5 to 10 injector diameters downstream.

Ziel:

With the ultimate goal to develop a computational tool to accurately predict physical phenomena in combustion chambers, steps have to be taken one at a time. The role of CFD here is not to replace experiments but instead serve as a complementing tool. CFD may help to improve understanding of processes that cannot be measured experimentally but of course CFD ultimately has to be compared against experimental result.

Mayer's [2] cryogenic nitrogen experiments are a prime example of this, as it is a common test case for CFD. Traditionally, people follow the specification of numerical boundary conditions as defined in this paper, i.e. a top hat velocity and temperature profile at the injector inlet, then no-slip, adiabatic injector walls. Both RANS [2] and LES [3], when using these boundary conditions, show a stable liquid core that cannot be seen in experiments.

In this paper it will be shown that the liquid core length in CFD can be reduced to zero, in accordance with experiments, if heat transfer from the injector wall to the fluid is taken into account.

Lösungsweg:

The DLR CFD code 'TAU' (Schwammhorn et al. [4]) has been extended by Bartolome Calvo et al. [5] to account for real gas equations of state. This code has been used to compute test case No. 3 of Mayer et al. [2] ($T_{N_2, \text{injector}}=120\text{K}$, $T_{N_2, \text{chamber}}=298\text{K}$, $p=6\text{MPa}$), as it is well documented and numerous numerical results have been published.

Typically, the test case is computed using an adiabatic boundary condition along the injector wall. However, the temperature of this tube could not be measured. In fact, Mayer suggests that heat transfer might have occurred. Hence, the flow field has been computed for the typical adiabatic boundary condition as well as for an isothermal wall ($T_{\text{wall}}=298\text{K}$).

Ergebnis:

Fig. 1 shows an exemplary result of these computations, namely a density contour plot. The region in the vicinity of the injector is shown, the top half shows the adiabatic wall case, the bottom half shows the isothermal wall case. Injection is from left to right

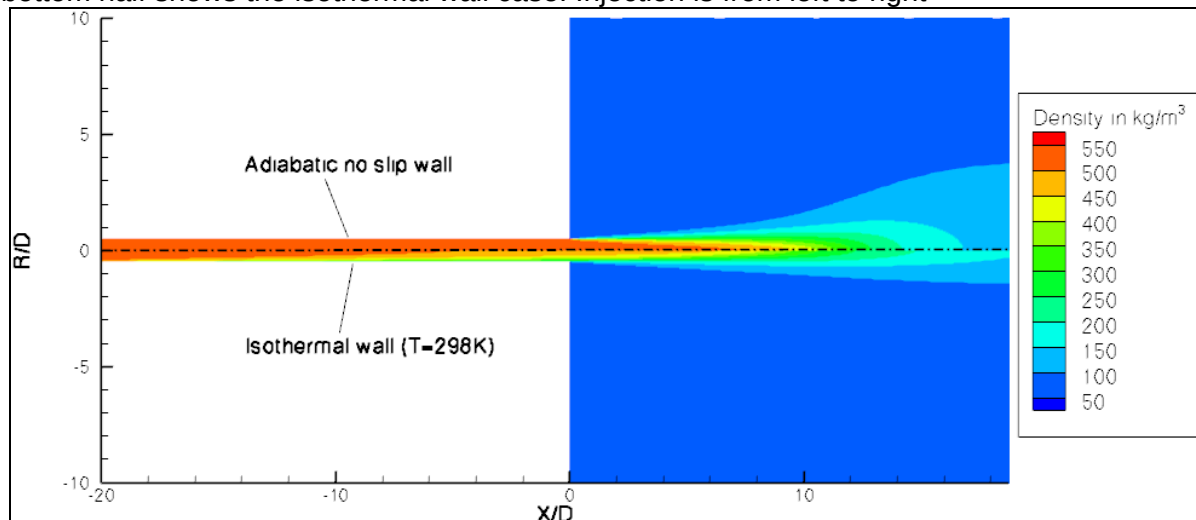


Fig. 1: Density field in the vicinity of the injector, flow from left to right

It can be seen how the dense core extends farther downstream when the wall is adiabatic. Clearly, heat transfer inside the injector leads to a pre heating of the fluid, with accompanied reduced densities. Finite heat transfer in the injector hence supports a fast reduction of density downstream, as has been seen in most experiments [2].

It could thus be shown that accounting for this effect remedies the stable liquid core problem.

Weiteres Vorgehen:

A more elaborate study has to be carried out to investigate this phenomenon employing parameter studies of wall temperature and turbulence models.

Literatur:

- [1] M. Oschwald, J.J. Smith, R. Branam, J. Hussing, A. Schik: "Injection of Fluids into Supercritical Environments", Combust. Sci. and Tech., 178: 49–100, 2006
- [2] W. Mayer, J. Telaar, R. Branam, G. Schneider, J. Hussong: "Raman Measurements of Cryogenic Injection at Supercritical Pressure", Heat and Mass Transfer 39 (2003) 709–719
- [3] T. Schmitt, A. Ruiz, L. Selle, B. Cuenot, "Large-Eddy Simulation of Transcritical Round Jets", Proceedings of the 3rd European Conference for AeroSpace Sciences, Versailles, France, 2009
- [4] D. Schwammhorn, T. Gerhold, R. Heinrich, "The DLR-Tau-code: Recent applications in Research and Industry," Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Mechanics CFD ECCOMAS 2006, Egmond aan Zee, 2006.
- [5] J. Bartolome Calvo, K. Hannemann, "Numerical Simulation of Liquid Rocket Engine Cooling Channels", AIAA 2009-5302

Mitteilung

Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Maria Bauer *
Volker Hannemann ◇
Philipp Birken *

Institution: * Universität Kassel,
◇ DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: *Heinrich-Plett-Str. 40 **e-mail:** marbauer@mathematik.uni-kassel.de
34132 Kassel **e-mail:** birken@mathematik.uni-kassel.de
◇Bunsenstr. 10 **e-mail:** volker.hannemann@dlr.de
37073 Göttingen

Thema:

Genauigkeit im Finite-Volumen-Godunov-Verfahren

Ausgangssituation:

Die räumliche Auflösung eines Godunov-Verfahrens wird durch eine Rekonstruktion der Variablen aus den Mittelwerten der Erhaltungsgleichungen (MUSCL-Ansatz) verbessert. Dabei repräsentieren lineare Verteilungen in jedem Volumen die zweite Ordnung im Raum und müssen durch nichtlineare Limiterfunktionen beschränkt werden, um unphysikalische Oszillationen der Lösung zu vermeiden. Die so konstruierten Verfahren zeigen eine starke Dämpfung der kinetischen Energie bei hohen Wellenzahlen, was dazu beiträgt, dass stationäre Strömungen robust und effizient berechnet werden können. Allerdings ist dieses Verhalten ungeeignet für eine zeitgenaue Berechnung von turbulenten Strömungen, bei der nur die großskaligen Strukturen aufgelöst werden sollen (LES, DES), da der Transport turbulenter kinetischer Energie zu immer größeren Wellenzahlen hin gestört wird. Eine solche Simulation ist zwar möglich, aber nicht so effizient, da sehr feine Netze verwendet werden müssen, um die für den Transport der turbulenten kinetischen Energie relevanten Skalen aufzulösen.

Das DLR-Verfahren TAU ist ein Finite-Volumen-Verfahren, das auf hybriden Netzen die Erhaltungsgleichungen für dreidimensionale reibungsbehaftete kompressible Strömungen löst. In TAU steht unter anderem die skizzierte Godunov-Methode zur Verfügung, die insbesondere zur Berechnung von Überschallströmungen angewandt wird. Um damit zukünftig DES effizienter durchführen zu können, wird ein von Thornber et al. [2] beschriebener Ansatz zur diesbezüglichen Verfahrensverbesserung näher untersucht.

Ziel:

Die von Thornber et al. beschriebene Modifikation soll nachvollzogen, implementiert und für einfache strukturierte Fälle getestet werden.

Lösungsweg:

Da die Dämpfung der kinetischen Energie bei hohen Wellenzahlen als Eigenschaft der Godunov-Methode auch ohne Berücksichtigung der viskosen Terme zu Tage tritt, wurde als Testumgebung für die Modifikationen nach Thornber et al. ein eindimensionales Eulerverfahren geschrieben und mit den Standardeinstellung gegen TAU verifiziert. Die Modifikation von Thornber

et al. basiert auf einer von Kim und Kim [1] vorgeschlagenen Rekonstruktion 5. Ordnung, die als M5-Limiter bezeichnet wird. Sie wird in der Literatur für äquidistante Netze beschrieben und verwendet neben den Werten der Zelle, in der rekonstruiert wird, je zwei Werte links und rechts der Zelle. Die mit dem M5-Limiter rekonstruierten Werte werden benutzt, um eine Machzahl abhängige Modifikation bei der Berechnung der Normalgeschwindigkeit einzuführen. Die Modifikation verschwindet im Überschallfall und entfaltet ihre volle Wirksamkeit für kleine Machzahlen.

Ergebnis:

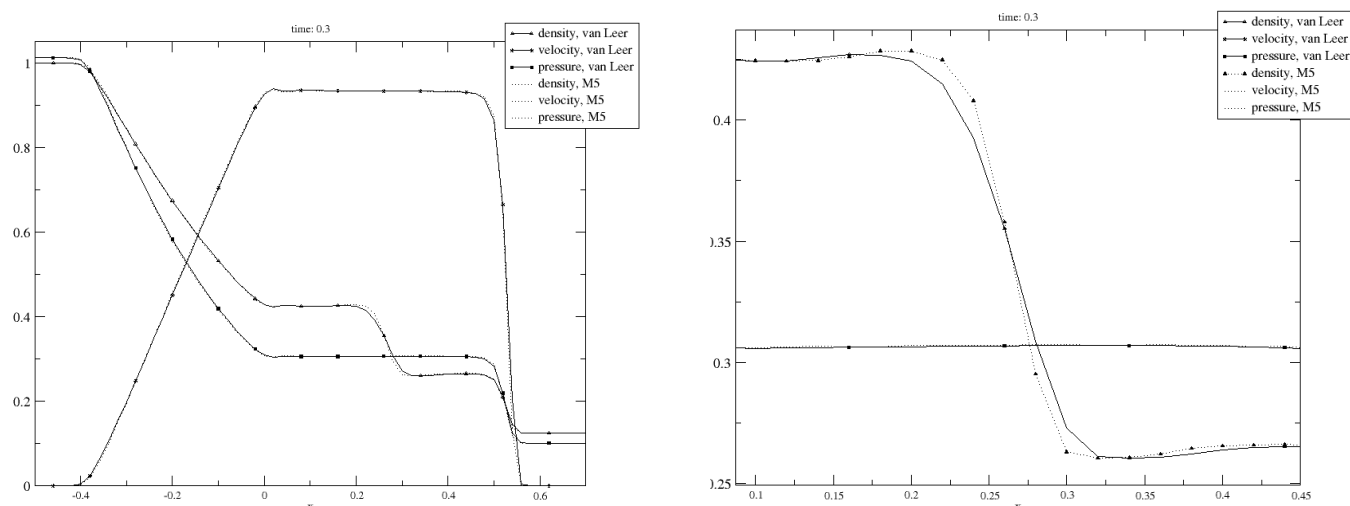


Abbildung 1: Sod'sches Stoßrohrproblem zum Zeitpunkt 0.3: Vergleich der Limiter van Leer und M5 von Kim und Kim, mit dem Ausm+-up als Flussfunktion. Rechts: Bildausschnitt der Kontaktunstetigkeit.

Die Ergebnisse mit dem M5-Limiter nach Kim und Kim zeigen am Beispiel des Sod'schen Stoßrohrproblems eine ebenso oszillationsfreie Lösung wie mit dem in TAU verfügbaren Limiter nach van Leer. Die genauere Approximation der Lösung durch den M5 wird in der Nähe der Kontaktunstetigkeit deutlich. Die Modifikation nach Thornber et al. stört die guten Eigenschaften des M5 bei diesem Testfall nicht.

Weiteres Vorgehen:

Der M5-Limiter wird für spezielle Netze in TAU implementiert und mit der Modifikation nach Thornber et al. erweitert. Es wird dann die Dämpfungseigenschaft bei hohen Wellenzahlen am dreidimensionalen Beispiel getestet. Wenn diese Tests erfolgreich verlaufen, werden Verallgemeinerungen für nicht äquidistante Netze sowie kompaktere Formulierungen für nicht strukturierte Netze im eindimensionalen Eulerverfahren geprüft, bevor sie in TAU implementiert werden können.

Literatur:

- [1] Kyu Hong Kim und Chongam Kim: Accurate, efficient and monotonic numerical methods for Multi-dimensional compressible flows. Part II: Multi-dimensional limiting process. J. Comput. Phys. 208 (2005) 570 - 615
- [2] B. Thornber, A. Mosedale, D. Drikakis, D. Youngs, R.J.R. Williams: An improved reconstruction methods for compressible flows with low Mach number features. J. Comput. Phys. 227 (2008) 4873 - 4894

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Andreas Birkefeld, Prof. Dr. Claus-Dieter Munz

Institution: Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21,
70569 Stuttgart

Telefon: 071168563439
e-mail: Birkefeld@
iag.uni-stuttgart.de

Weitere Partner: ---

Thema: Fortschritte in der Numerischen Aeroakustik mit dem
Discontinuous Galerkin Löser NoisSol

Ausgangssituation: Löser für die linearisierten Akustik-Gleichungen (LEE / APE) erlauben kürzere Rechenzeiten und in Verbindung mit unstrukturierten Gittern einen geringeren Aufwand für die gesamte Prozesskette inklusive Gittergenerierung. Bei DG-Verfahren hoher Ordnung erfolgt die Behandlung der Jakobi-Matrizen häufig mit einer niedrigeren räumlichen Auflösung als die der Zustandsvariablen. Während dies für homogene Hintergrundströmungen oder solche mit geringen Gradienten unkritisch ist, kann es bei stark inhomogenen Strömungen (z.B. in Grenzschichten und an Hinterkanten) zu ernsthaften Problemen kommen (siehe Abbildung 1). Diese werden durch die notwendige Bestimmung eines Zellmittels für die Hintergrundgrößen hervorgerufen, die zu nicht eindeutigen Werten der Jakobimatrizen an Zellrändern oder zur Verletzung der Wandrandbedingung durch nicht die verschwindende Geschwindigkeit in Wandnormalenrichtung führt.

Ziel: Das vorliegende numerische Verfahren soll unter Beibehaltung linearer Gleichungen für die Verwendung in stark inhomogenen Hintergrundströmungen angepasst werden.

Lösungsweg: Zum Erreichen dieses Ziels wurden drei Schritte durchgeführt:

1. Die Implementierung der auf den Hintergrundgrößen basierenden Fluss-Jakobimatrizen wurde von einer zellkonstanten Variante auf eine innerhalb jeder Zelle raumabhängige Variante erweitert. Dazu wird für die Matrix in jedem Element ein modaler Ansatz gewählt, wie er auch für die Zustandsvariablen zum Einsatz kommt. Die Ordnung dieses Ansatzes ist variabel und unabhängig von der Verfahrensordnung, um sie im Interesse der Rechenzeit dem jeweiligen Bedarf des Hintergrundfeldes anpassen zu können.
2. Das bisher verwendete ADER-DG-Verfahren beruht im Wesentlichen auf der Cauchy-Koalvskaja-Prozedur, mit deren Hilfe aus den Raumableitungen der Zustandsvariablen die Zeitableitungen berechnet werden. Mit diesen kann eine Taylorentwicklung in der Zeit und damit eine zeitliche Integration durchgeführt werden (siehe [1]). Diese Prozedur ist leider nur sehr schwierig konsistent und effizient zu implementieren, insbesondere im Fall räumlich veränderlicher Jakobi-Matrizen und in Anwesenheit von Quelltermen. Daher wurde ein anderes DG-Verfahren implementiert, das von Lörcher et al. vorgestellte Taylor-DG-Verfahren [2]. Dieses bietet ebenso wie das ADER-DG-Verfahren die Möglichkeit, beliebige Verfahrensordnungen sowie lokale Zeitschrittweiten zu verwenden.
3. Um den durch Schritt 1 verringerten Sprung der Hintergrundgrößen an der Zellgrenze gänzlich zu beseitigen, wird für die Oberflächenintegrale eine nodale Datenbasis auf Grundlage einer Gauß-Lobatto-Punktverteilung verwendet (Gassner [3]). Diese beinhaltet im Gegensatz zu den Gauß-Punkten auch die Intervallgrenzen. Dadurch kann man die Stützpunkte der Basis ebenfalls als Quadraturpunkte auf jeder Oberfläche verwenden. Durch diese nodale Darstellung der Hintergrundgrößen kann für die gemeinsamen Punkte auf den Zellkanten in beiden Elementen ein identischer Wert verwendet werden.

STAB

Ergebnis: Die neu implementierten Verfahren wurden bisher im Wesentlichen auf zwei Testfälle angewandt:

1. Single Cylinder Scattering: Dieser Fall diente dazu, die Fähigkeiten der Verbesserungen zu demonstrieren. Dabei werden in der Potentialströmung um einen Zylinder akustische Wellen durch eine Monopolquelle stromauf des Hindernisses angeregt und an diesem gebrochen. Das bisher verwendete Verfahren mit zellkonstanten Jakobi-Matrizen ist nicht in der Lage, die Wandrandbedingung am Zylinder zu erhalten. Dadurch entstehen an dessen Rückseite Instabilitäten, die sich schließlich im gesamten Rechengebiet ausbreiten (Abbildung 1). Mit Hintergrundgrößen höherer Ordnung werden diese Störungen vollständig verhindert (Abbildung 2).

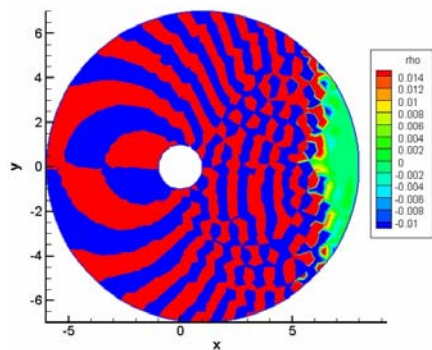


Abbildung 1:
Konstante Jacobimatrizen

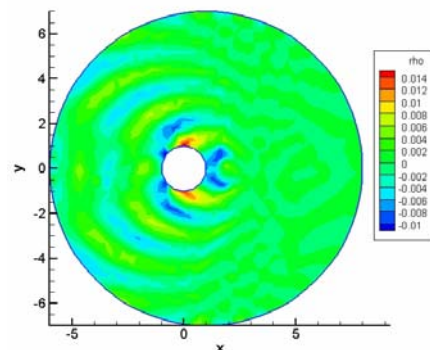


Abbildung 2:
Jacobimatrizen O4

2. Konvergenztest: Um die Konvergenzordnung der neuen Verfahren zu testen, wurde ein einfacher Konvergenztest durchgeführt. Dazu wird ein quadratisches Rechengebiet mit periodischen Randbedingungen mit einer sinusförmigen Anfangsbedingung initialisiert. Diese wird den einzelnen Zustandsvariablen so aufgeprägt, wie es durch den Eigenvektor der linearisierten Eulergleichungen vorgegeben wird. Dadurch entsteht eine ebene Welle, die mit dem zugehörigen Eigenwert, der Schallgeschwindigkeit, durch das Rechengebiet transportiert wird. Mit Hilfe der analytischen Lösung können die Fehlernormen und somit die Konvergenzordnung berechnet werden. Diese erreicht für alle gerechneten Fälle (ADER-DG und Taylor-DG, jeweils mit modaler und nodaler Oberflächenintegration) den theoretischen Wert. Auch die von Lörcher et al. festgestellte Verringerung der absoluten Fehler konnte weitgehend bestätigt werden.

Literatur:

1. M. Dumbser, C.-D. Munz: "Arbitrary High Order Discontinuous Galerkin Schemes". "Numerical Methods for Hyperbolic and Kinetic Problems", IRMA Lectures in Mathematics and Theoretical Physics, 2005
2. F. Lörcher, G. Gassner, C.-D. Munz: "Arbitrary High Order Accurate Time Integration Schemes for Linear Problems". European Conference on Computational Fluid Dynamics, 2006
3. G. Gassner, F. Lörcher, C.-D. Munz, J. Hesthaven: "Polymorphic nodal elements and their application in discontinuous Galerkin methods". Journal of Computational Physics 228, 2009

Weiteres Vorgehen: Die neu implementierten Verfahren beinhalten eine Reihe neuer Parameter, z.B. den Polynomgrad der Basis der Jacobimatrizen und den Vorfaktor der Zeitschrittbedingung im Taylor-DG-Verfahren. Durch systematische Erprobung der Verfahren müssen Erfahrungswerte für sinnvolle Werte dieser Parameter ermittelt werden.

Des Weiteren sind Optimierungen im Hinblick auf den Rechenzeitbedarf notwendig. Potential dafür bieten zum einen eine geschicktere Implementierung, zum anderen geeignete Modifikationen im numerischen Verfahren selbst, z.B. durch die geeignete Kombination der Basen bei Produkten von Jakobimatrix und Zustandsvektor und eine damit einhergehende Reduzierung der Mindestanzahl an Quadraturpunkten („Order truncation“).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Ansprechpartner: Joël Brezillon

Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2491
Telefax: 0531-295-2320
e-mail : Joel.Brezillon@dlr.de

weitere Partner: Mohammad Abu-Zurayk

Thema: Aerodynamic Inverse Design Framework using Discrete Adjoint Method

Ausgangssituation:

Usual aerodynamic optimisation is based on global quantity like drag and lift coefficients and tends to improve a given figure of merit, like the lift to drag ratio, by changing the shape of the wing or the airfoil. For the design of laminar profile, specific pressure distribution - such as a smooth continuous pressure decrease at the suction side - is desired to delay as far as possible the Tollmien-Schlichting laminar-turbulent transition point. There is therefore a high need for tools allowing finding the geometry that produces a prescribe target pressure distribution. Such approach is called in this paper the Aerodynamic Inverse Design process.

At the DLR-Institute of Aerodynamics and Flow Technology, a process was developed in the past which relies on an iterative "residual-correction" concept, originally proposed by Takanashi [1]: the pressure *residual*, defined as the difference between the computed and the prescribed target pressure distributions, is determined by the use of a computational fluid dynamic (CFD) code, while the *correction*, used to decrease the residual, is approximately obtained by solving the transonic integral equation. Such approach turns to be very fast but may fail on cases where strong shock appears.

Ziel:

The objective is therefore to develop a new optimisation framework for Inverse Design problem that presents good performance without limitation regarding the Mach number.

Lösungsweg:

The basic idea is to solve the Inverse Design problem using an appropriate optimisation strategy to minimise the pressure residual. Such approach has the advantage to be robust since no approximation is introduced ; furthermore if the designer defined a non feasible pressure distribution (ill posed problem), the optimiser will try finding the geometry that matches as closed as physically possible the target pressure. However, the problem is stiff since a small local change of the geometry can have a large impact on the pressure residual: the optimiser needs therefore a large number of evaluations to converge. Furthermore, the airfoil shape has to be parametrised in a way to cover a large range of possible configurations in a smooth way. An optimisation framework has been accordingly developed which relies on gradient based optimisation approach coupled with the discrete adjoint, available in the Tau code [2]. The adjoint method allows computing the sensitivities (or gradient) of the pressure residual at a cost weakly dependant to the number of design parameters and permits therefore considering each shape point position as variable. A smoothing algorithm has been also implemented to ensure regular shape during the optimisation process. Finally to decrease the turn around time, the pressure residual is evaluated using a reduced number of CFD iterations and an

STAB

appropriate use of the CFD restart capability ensures the convergence of the optimisation process and the CFD solutions at the same time.

Ergebnis:

The capability of the developed optimisation framework is demonstrated on several profiles, covering low and high Mach numbers. In the present abstract, 2 optimisation test cases are presented and are treated with exactly the same optimisation procedure. The aerodynamic flows are computed by the DLR-Tau code, solving the Navier-Stokes equations and sensitivities are evaluated using the discrete adjoint method. The design parameters are the angle of attack (AoA) and the 201 mesh nodes at the surface of the profile. The starting geometry is a symmetric NACA profile with 12% thickness. To assess the capability of the framework, only the target pressure, Mach and Reynolds numbers were provided while the target profile and the angle of attack are unknown. It is worth to mention that the provided target pressures are not necessary feasible with the Tau code.

Figure 1 and 2 presents the optimisation results: for both test cases, the pressure residual decreases by more than 2 orders of magnitude and the final airfoils match the target pressure, also in a presence of a strong shock.

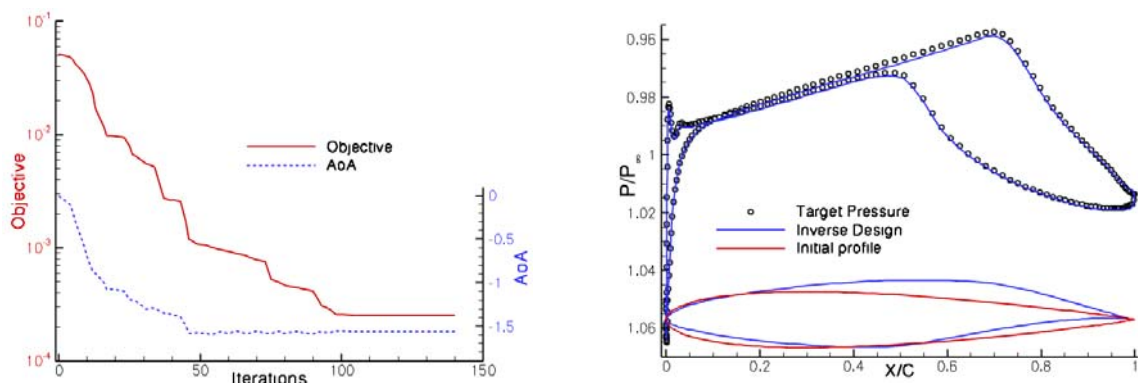


Figure 1: Convergence of the optimisation process (left) with target and optimal pressure distributions (right) – Test Case 1, Mach=0.3, Re=10⁶.

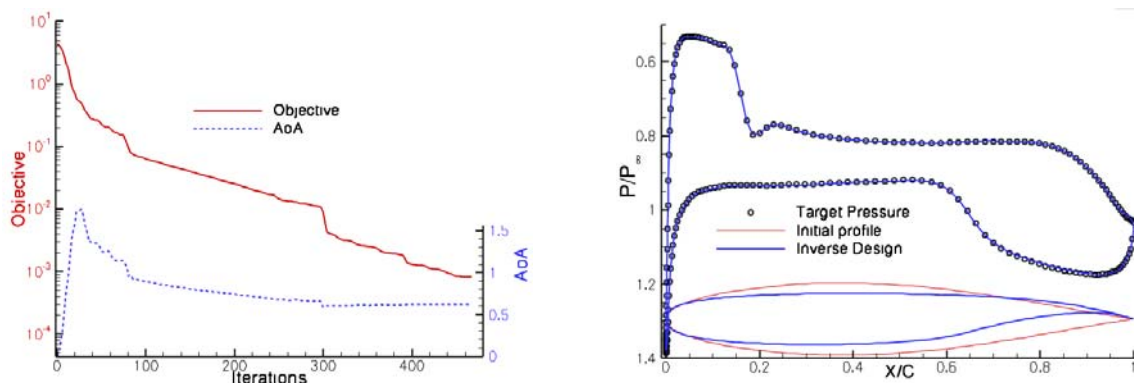


Figure 2: Convergence of the optimisation process (left) with target and optimal pressure distributions (right) – Test Case 2, Mach=0.7, Re=15x10⁶.

Literatur:

- [1] Takanashi, S, "Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations", Journal of Aircraft, Vol. 22, No. 8, August 1985
- [2] Dwight, R. "Efficiency Improvements of RANS-Based Analysis and Optimization using Implicit and Adjoint Methods on Unstructured Grids". School of Mathematics, University of Manchester, 2006

weiteres Vorgehen:

The optimisation framework will be extended by taking into account the wing sweep angle and to finally treat full 3D configurations.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerical simulations

Ansprechpartner: Tomasz Czarnota, Prof. Dr.-Ing. Claus Wagner

Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Bunsenstr 10
37073 Göttingen
Germany

Telefon: 0049 551 709 2385
Telefax: 0049 551 709 2241
e-mail: tomasz.czarnota@dlr.de

Thema: Turbulent convection and thermal radiation in a Rayleigh-Bénard cell with solid horizontal plates of finite conductivity

Ausgangssituation: The differences between finite and infinite conductivity of the horizontal plates in the vicinity of a heated or cooled plate is of interest in a large number of flow problems dealing with thermal convection [1,2,3]. In fact, the finite conductivity is one possible explanation for the discrepancies between experimentally and numerically obtained results. A fixed temperature boundary condition corresponds to infinite thermal conductivity of the plates while a imposed heat flux condition models a poorly conducting plates. Studies of those two boundary conditions indicate that the heat transfer is suppressed for $Ra > 10^9$ in simulations with a finite conductivity plate [3]. Below $Ra \approx 10^{10}$ the plate conductivity plays no significant role in the $Nu \sim Ra^{2/7}$ scaling [2]. Nevertheless, both above mentioned results [2,3] refer to a cell with infinitely thin plates while the finite thickness, and hence finite conductivity of the plates is considered in our computations.

Ziel: The aim of the present work is to study turbulent Rayleigh-Bénard convection in a rectangular cell bounded by heating and cooling horizontal plates with finite thickness. The role of the physical properties of boundaries on the heat transfer and the development of the plumes is analysed. Additionally, the influence of the exchange of radiation between two parallel plates on the heat transfer is investigated.

Lösungsweg: In order to obtain reliable results for Rayleigh numbers up to $Ra \approx 10^{12}$, Direct Numerical Simulations (DNS) of turbulent Rayleigh-Bénard convection as well as of the heat transport within the plates are performed with a high-order finite volume method. The considered governing equations are the incompressible Navier-Stokes equations derived under the assumption of the Boussinesq approximation. The lateral walls are adiabatic and the outer side of the top and bottom wall is isothermal with non-dimensional temperatures $\theta_{top} = -0.5$ and $\theta_{bot} = +0.5$, respectively. The temperature on the interfaces depends on the solution of the conductive term of the energy equation:

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = k \frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2}$$

where θ is the dimensionless temperature and k is the dimensionless thermal diffusivity of the considered material calculated from the term:

$$k = \frac{1}{\sqrt{Ra \cdot Pr}} \frac{\kappa_{solid}}{\kappa_{fluid}}$$

In above equation κ_{solid} and κ_{fluid} are the thermal diffusivities of the solids and the fluid, respectively.

In order to compute the exchange of thermal radiation between two parallel plates we consider solid plates as a blackbody and fluid (air) as a non-participating medium. The dimensional radiation energy flux Φ is calculated using Stefan Boltzmann Law

$$\Phi = \sigma A T^4$$

Where σ is Stefan Boltzmann constant equals $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$; A is a surface area of the radiating plate [m^2] and T is a temperature [K].

Due to unfixed boundary conditions at the solid-fluid interfaces the effective temperature difference between top and bottom solid-fluid interface ΔT_{eff} is not known a priori. Thus, the effective Ra is calculated after the simulation bases on the formula:

$$Ra = \alpha g H^3 \Delta T_{eff} / \nu \kappa$$

where ν is the kinematic viscosity and κ is the thermal diffusivity. H is the height of the fluid layer; α and g represent the thermal expansion coefficient and the gravitational acceleration, respectively.

Ergebnis: Finally, the results obtained for different materials of the solid plates are compared in order to analyze the influence of material properties on the heat transfer, the large scale flow structures and the development of the plumes. Moreover, the following results are further compared with those obtained in DNS for which thermal radiation was considered in the computations in order to analyze the influence of the exchange of radiation between two parallel plates on the heat transfer.

Fig. 1 presents predicted instantaneous flow fields obtained for heat conduction boundary conditions for Rayleigh number equals 3.5×10^7 . We observe similar turbulent flow structures for both cases but different values of the temperature. In Figure 2 the differences in the mean temperature obtained in the simulation for different materials of the solid plates are presented. Further DNS have been performed for different Rayleigh numbers to investigate and compare flows fields obtained for similar effective Rayleigh numbers. Finally, another comparison including thermal radiation calculations will be shown and discussed at the conference.

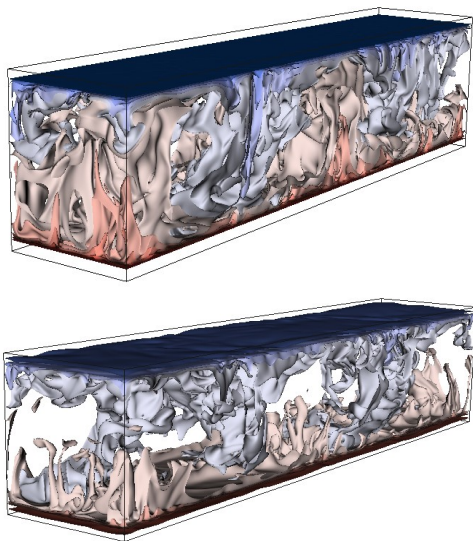


Figure 1. Instantaneous flow fields calculated in DNS for a Rayleigh number $Ra=3.5 \times 10^7$; the cell with aluminium solid plates (upper figure); the cell with plexiglas solids plates (lower figure); both without thermal radiation

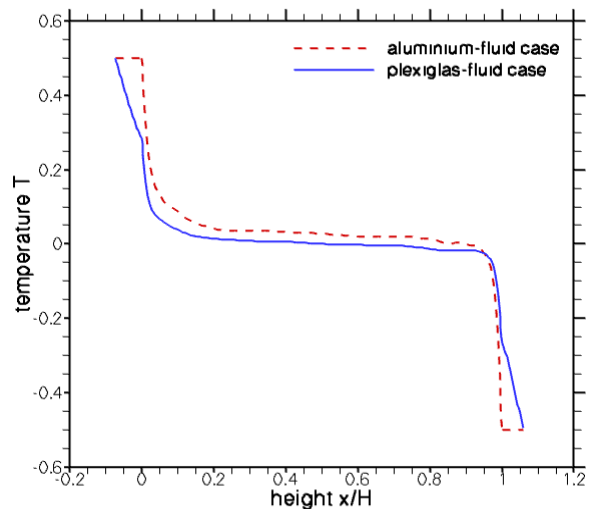


Figure 2. Mean temperature profiles obtained in DNS for different materials of the solid plates for a Rayleigh number $Ra=3.5 \times 10^7$

Literatur:

- [1] Brown, E., Nikolaenko, A., Funfschilling, D. and Ahlers, G. (2005) Heat transport in turbulent Rayleigh-Bénard convection: Effect of finite top- and bottom-plate conductivity. *Phys. Fluids* 17, 075108
- [2] Johnston, H. and Doering, C.R. (2009). Comparison of Thermal Convection between Conditions of Constant Temperature and Constant Flux. *PRL* 102, 064501
- [3] Verzicco, R. and Sreenivasan, K.R. (2008). A comparison of turbulent thermal convection between conditions of constant temperature and constant heat flux. *J. Fluid Mech.*, vol. 595, pp. 203-219.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamics

Ansprechpartner: K. Geurts, W. Schröder, M. Meinke

Institution: Aerodynamisches Institut of the RWTH Aachen (AIA)

Adresse: Wüllnerstraße 5a
52062 Aachen

Telefon: +49-241-80-90403
E-mail: k.geurts@aia.rwth-aachen.de

Weitere Partner: Institut für Strömungsmechanik TU Braunschweig (ISM)

Thema: Zonal RANS/LES computations of the flow around an airfoil at high angle of attack

Ausgangssituation:

The numerical analysis of flow fields in industrial applications is nowadays mainly based on solutions of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS). When unsteady flow phenomena like, e.g. local separation come into play, turbulence models based on RANS equations are not the appropriate choice to describe the flow field. Large Eddy Simulations (LES) are more suitable to accurately predict these phenomena, but they are often too expensive for general industrial applications.

In this study, the unsteady flow behaviour of an airfoil close to stall, where a laminar separation bubble (LSB) at leading edge and turbulent trailing edge separation occur, is simulated with a method, which couples RANS and LES within a zonal method. This zonal method will be validated with experimental data and a full LES of the same problem.

Ziel:

The goal of this study is to validate and check the applicability of a fully coupled zonal RANS/LES method for the determination of airfoil characteristics at high angles of attack, when first separated flow regions occur.

Lösungsweg:

A detailed overview of the different zonal RANS/LES methods was given by Fröhlich et al. [1]. Here, a zonal method is applied in which segregated solvers are used in the RANS and LES zone. An uncoupled version of such a zonal RANS/LES method was already successfully applied to determine the flow field for a high-lift wing-flap airfoil configuration [2].

The applied zonal method is based on two fine LES meshes embedded in a larger coarse RANS mesh. The two fine meshes are used for the flow at the leading edge and the trailing edge region where flow separation occurs, while the coarse mesh is used for the attached flow regions. The flow variables are transferred between the two methods by using overlapping regions for the meshes. In the overlapping region, where the flow direction is directed from RANS to LES, synthetic eddies are introduced using the method of Jarrin [3]. Furthermore, control planes are used to force the turbulence to drive the solution towards the correct turbulence level and coherent turbulent structures in the LES domain according to Spille and Kaltenbach [4]. When going from the LES domain to the RANS domain, the RANS requires a value for the eddy viscosity ν_t that is reconstructed from time and spatial averaging of the LES data.

The method is applied for the simulation around the HGR-01 airfoil which was specifically designed to realize a mixed stall type where the turbulent separation area at the trailing edge grows towards the front where it interacts with the laminar separation bubble before it fully stalls. This results in a highly unsteady flow behaviour at high angles of attack which is an interesting test case for this zonal method. Furthermore, a large experimental database and other numerical solutions are available for comparison.

Ergebnis:

In this study, an extensive comparison is made between different computation methods and the available experimental results. More specifically, full RANS calculations with and without forced transition, from both the AIA and the ISM, are compared to full LES solutions and different zonal RANS/LES calculations. In Figure 1, the pressure distribution derived from time-averaged full LES computations and the instantaneous pressure distribution of the zonal RANS/LES computa-

tion of the research airfoil HGR-01, is presented and compared to the available wind tunnel test data. It is shown that the LSB has a strong influence on the local pressure distribution. The Mach number contours from the instantaneous solution of the full LES computation are plotted in figure 2, while a close-up of the leading edge in figure 4 shows the the LSB vortex shedding, the subsequent transition to a turbulent boundary layer and the reattachment. Figure 3 presents the layout of the zonal RANS/LES mesh that is used for the zonal computations, where also the overlapping regions are demonstrated, since the boundaries of the RANS domains are plotted with a thicker line. Zonal solutions as well as more detailed comparisons with experimental and numerical solutions will be presented at the conference.

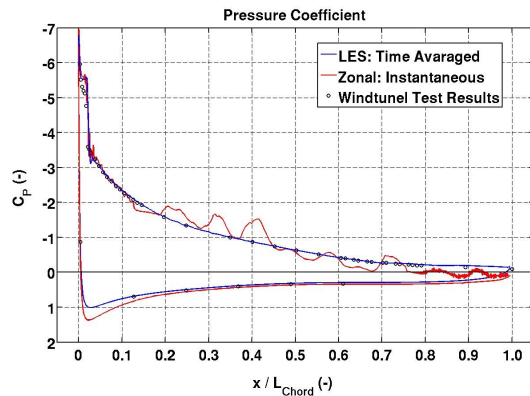


Fig 1: Pressure Distribution

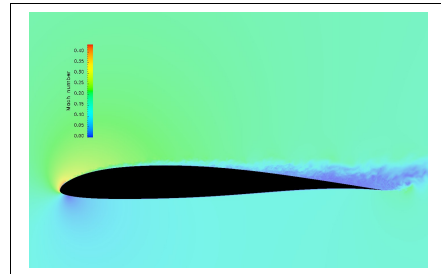


Fig 2: Mach number contour plot

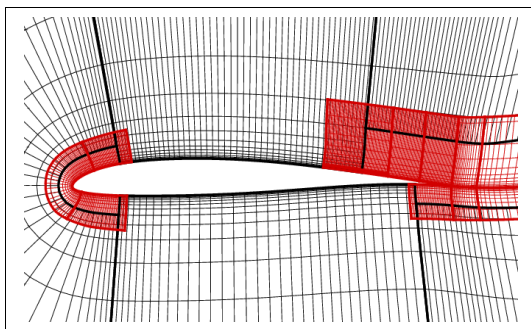


Fig 3: Zonal grid set-up with overlapping regions (red = LES zone, black = RANS zone)

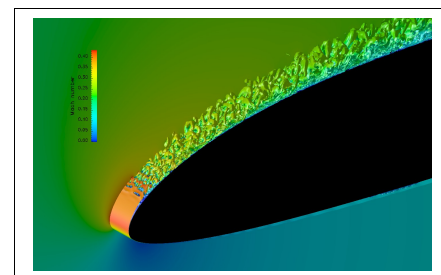


Fig 4: λ_2 -plot of the LSB and the transition at the leading edge

Literatur:

- [1] Fröhlich J., D. VonTerzi, Hybrid RANS/LES Methods for the Simulation of Turbulent Flows, Progress in Aerospace Sciences 44 (2008) 349–377.
- [2] Zhang Q., W. Schröder, M. Meinke, A zonal RANS-LES method to determine the flow over a high-lift configuration, Computers and Fluids, Volume 39, Issue 7, August 2010, Pages 1241-1253
- [3] N. Jarrin, N. Benhamadouche, S. Laurence, D. Prosser, A synthetic-eddy-method for generating inflow conditions for large-eddy simulations, Journal of Heat and Fluid Flow 27 (2006) 585–593.
- [4] A. Spille, H.-J. Kaltenbach, Generation of turbulent inflow data with a prescribed shear-stress profile, Third AFSOR Conference on DNS and LES, 2001.

Weiteres Vorgehen:

As the application in this study is three dimensional and axis-symmetric in z-direction, the next step will be to apply this method in a fully three dimensional non-symmetrical geometry e.g. the flow around a tapered wing with deployed flaps and slats.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Aerodynamik

Ansprechpartner:

C. Glatzer, M. Meinke, W. Schröder

Institution:

Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen (AIA)

Adresse:

Wüllnerstraße 5a
52062 Aachen

Telefon:

0241-80-90405

e-mail:

c.glatzer@aia.rwth-aachen.de

Thema:

Numerical Investigation of the Base Flow of Generic Space Rocket Configurations

Ausgangssituation:

A challenging problem in developing future reusable rocket-like launch vehicles like the European Space Agency's Ariane family is the understanding of base flow physics. Although in simplified cases the base geometry is quite straightforward, the flow field remains highly complex. The massively separated base flow is characterized by the interaction of the freestream with the hot exhaust flow. Since the dominating flow phenomena like shocks, expansion waves, boundary layers, and free shear layers are highly unsteady, they may excite deflections of critical amplitude. Moreover, the base drag at supersonic speeds can exceed 35% of the overall drag [1], which is to be minimized. Within the Sonderforschungsbereich Transregio-40 founded by the Deutsche Forschungsgemeinschaft the Institute of Aerodynamics (AIA) is in charge of numerical investigations concerning subsonic, transonic and hypersonic flow regimes of generic rocket configurations, which can be validated with corresponding windtunnel experiments.

Ziel:

The objective is to point out the necessity of resolving the spatial and temporal structures of the base flow and to properly evaluate the pressure variations in circumferential direction, the oscillation of the reattachment line and their influence on the total drag. Numerical simulations of the high Reynolds number flow ($Re_L \sim 4 - 8 \cdot 10^6$) field are performed for subsonic ($Ma = 0.2$), transonic ($Ma = 0.7$) and hypersonic ($Ma = 6.0$) freestream conditions to improve the understanding of the highly intricate flow structures. Moreover, the simulations should demonstrate the applicability of the used zonal RANS/LES approach for the rocket base flow.

Lösungsweg:

Combining the advantages of Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) and Large-eddy (LES) simulations leads to the applied zonal RANS/LES approach, using the RANS results as inflow conditions for an LES. The turbulent viscosity of the RANS model can be used to generate physical turbulent fluctuations at the inlet of the LES domain, as proposed by Spille and Kaltenbach in [2] and applied in [3], thus adding a synthetic body force to the wall-normal momentum equation on a number of control planes [4].

Ergebnis:

The generic rocket configurations used for the simulations correspond to experimental windtunnel models within the TR-40, which feature three different sting configurations. The first configuration (Figure 1 left) shows a wedge-like sword attached orthogonally to the main body, the second possesses a subsonic NACA profiled sword attached orthogonally to the main body (Figure 1 middle), while the third features a cylindrical sting support (Figure 1 right), thus emulating a nozzle and allowing for investigations of a less disturbed wake flow field.

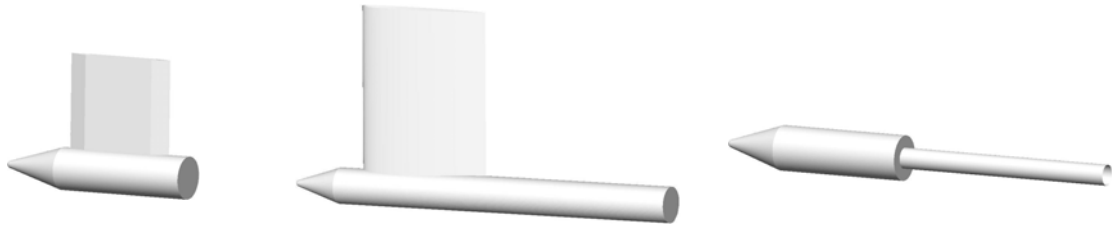


Figure 1: Hypersonic wedge configuration (left), subsonic NACA profiled wind tunnel model (middle) and sting supported hypersonic and transonic configuration (right)

In hypersonic flow regime ($Ma = 6.0$), the wedge sword support configuration generates an additional system of shocks and expansion waves, leading to a mirror symmetric flow field. The main impact of the support sting is the significant change of pressure levels due to additional shocks and expansion waves and their interaction with the detached shock generated by the main body. In contrast, the axisymmetric flow field of the sting support configuration in hypersonic domain is less complex. At the end of the main body the flow is deflected towards the support through expansion waves, eventually the flow is realigned, creating a conical realignment shock area. A recirculation zone forms in the base area with a reattachment. The axisymmetrical sting support is found to stabilize the wake flow such that a quasi-stationary flow field establishes with smaller longitudinal vortices developing along the sting and a toroidal vortex establishing at the base, indicating a recirculation zone. Dominant Strouhal-numbers of 0.1, 0.2 and 0.3, related to the rocket diameter and the freestream velocity, are found in a first experimental campaign and are also expected for the numerical simulations.

In the transonic case ($Ma = 0.7$, $Re_L = 4.5 \cdot 10^6$), which is of most importance for a potential buffeting problem, the aft sting support configuration is investigated and first calculations show a recirculation region in the wake. Figure 2 left shows an exemplified zonal RANS/LES grid with its overlapping zone, which was minimized by implementing control panels [4]. Figure 2 right demonstrates an instantaneous pressure distribution of the transonic simulation. Due to the high Reynolds number the grid is restricted to a 60° piece with periodic boundary conditions. Flow reattachment as well as a toroidal vortex are visible. More detailed results of the three different configurations together with an analysis of the unsteady base flow and a comparison with experimental data will be presented at the conference.

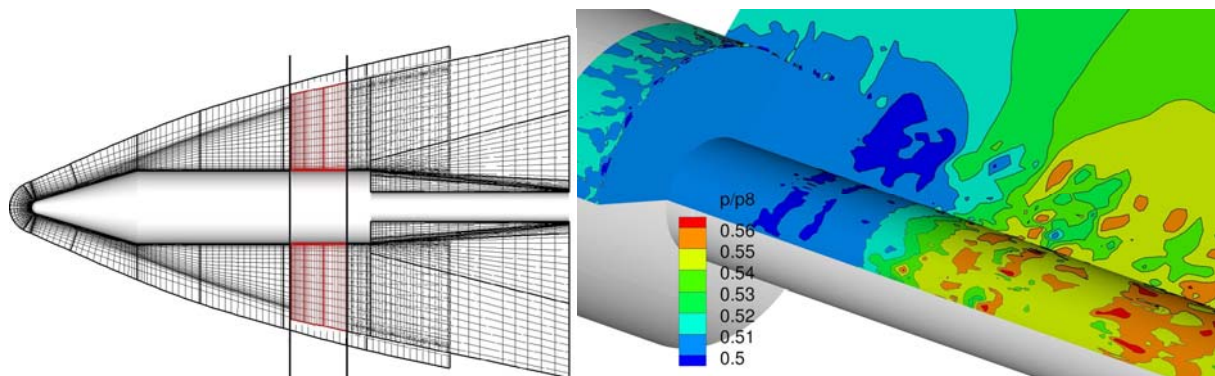


Figure 2: Left: Mesh with overlapping RANS and LES domains for the sting supported configuration for hypersonic flow, every 3rd point shown. Right: Instantaneous pressure distribution of the wake flow field for transonic freestream conditions.

Literatur:

- [1] Rollstin, L. (1987). Measurement of inflight base-pressure on an artillery-fired projectile. *AIAA Paper*, 87-2427.
- [2] Spille, A. and Kaltenbach, H.-J. (2001). Generation of turbulent inflow data with a prescribed shear-stress profile. *3rd AFOSR Conference on DNS and LES*, Arlington, TX, USA.
- [3] Zhang Q., W. Schröder, M. Meinke, A zonal RANS-LES method to determine the flow over a high-lift configuration, *Computers and Fluids*, Volume 39, Issue 7, August 2010, Pages 1241-1253.
- [4] Jarrin, N., Benhamadouche, S., Laurence, D. and Prosser, R. (2006). A synthetic-eddy-method for generating inflow conditions for large-eddy simulations. *J. Heat and Fluid Flow*, **27**, 585–593.

Weiteres Vorgehen:

Hypersonic, transonic and subsonic simulations will be analysed with respect to unsteady modes in the base region. Experimental data from different wind tunnels will be used to assess the accuracy of the numerical solutions.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Fachgebiet Numerische Methoden

Ansprechpartner:

Christoph Gmelin (ISTA), Matthias Lemke (ISTA), Frank Thiele (ISTA)

Institution:

ISTA- Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (TU-Berlin)

Adresse:

TU-Berlin, Sekr. MB1, Müller-Breslau-Str. 8
D-10623 Berlin

Telefon: 314 24339

Telefax: /

e-mail: matthias.lemke@cfcd.tu-berlin.de

weitere Partner:

Karsten Liesner (DLR-Berlin)

Dr.-Ing. Robert Meyer (DLR-Berlin)

Thema:

„Numerische Simulation der stationären Sekundärströmungsbeeinflussung durch Absaugung an einer Verdichterkaskade“

Ausgangssituation:

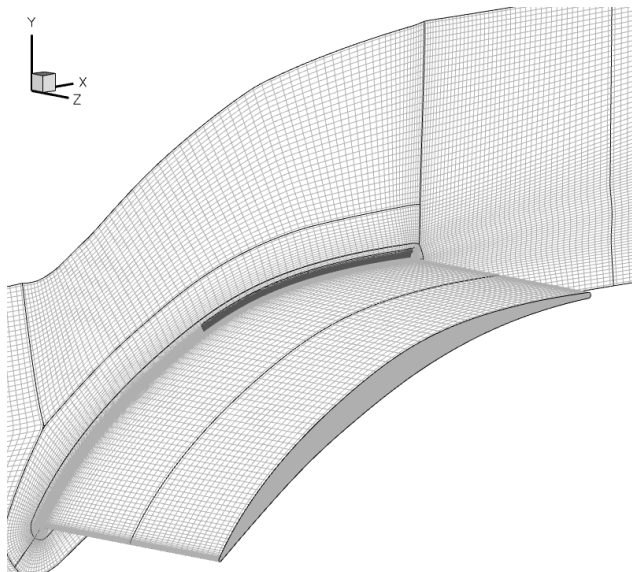
Sekundärströmungsverluste in Verdichterstufen limitieren in hohem Maße die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems Turbomaschine. Im untersuchten NACA65-k48 Profil führen diese bei $M_1=0.67$, $Re=560.000$ und $\beta_1=132^\circ$ zu Totaldruckverlustbeiwerten von $\zeta_v=0.09$. Experimente des DLR-Berlin [1] haben gezeigt, dass durch stationäre Beeinflussungsmethoden erhebliche Verbesserungen der Gitterleistung erreichbar sind.

Ziel:

Im Rahmen des DFG-Kooperationsprojektes „Leistungssteigerung von Turbomaschinen durch aktive Sekundärströmungsbeeinflussung in einer Verdichterstufe“ sollen die Möglichkeiten der Sekundärströmungsbeeinflussung durch Absaugen mit Hilfe von Düsen in der Seitenwand sowohl numerisch als auch experimentell untersucht werden. Die Numerik ermöglicht dabei einen detaillierteren Einblick in die lokale Topologie der Sekundärströmung, wodurch ein besseres Verständnis für Wirkungsweise und Mechanismus der Beeinflussung gewonnen werden kann. Dabei steht die Entwicklung neuer Konzepte und Absauggeometrien im Vordergrund, mit denen eine noch effizientere Beeinflussung möglich ist.

Lösungsweg:

Die Simulation erfolgt mit dem blockstrukturierten Strömungslöser elaN des ISTA in Form stationärer RANS-Rechnungen. Die Turbulenz wird mit dem SST- $k\omega$ Modell von Menter behandelt. Die Transitionslage auf dem Profil ist durch eine Stufenfunktion fixiert, welche in der k-Gleichung des Modells Produktion und Dissipation der Turbulenzenergie steuert.



Das Gitter verfügt über 1.25 Mio. Zellen und liefert Werte von $y^+ < 1.8$. Als Randbedingung wurde eine separat, auf Basis gemessener Totaldruckprofile, erzeugte ebene Plattenströmung verwendet.

Die Absaugung erfolgt über einen Schlitz mit 0.64mm Breite im Bereich 50-100%c (Abbildung 1). Die numerische Umsetzung der Absaugung erfolgt über Umdefinition von Wandzellen in Inflow-Segmente.

Auf Basis von lokaler Dichte und Temperatur entlang des Segmentes wird die erforderliche w-Komponente vorgegeben, um die angestrebten Absaugmassenströme einzustellen.

Abbildung 1 - Gitter und Absauggeometrie

Ergebnis:

Die Ergebnisse der Simulation bestätigen die in den Experimenten ermittelten Verbesserungen der Gitterleistungen in Form eines um bis zu 17% geringeren Totaldruckverlustes bei einem Absaugmassenstrom von 1% (relativ zum Gesamtmassenstrom). Der Abströmwinkel des Gitters verbessert sich dabei um 0.76° . Abbildungen 2 und 3 zeigen an Hand des Totaldruckverlustbeiwertes in der Messebene (40%c zur Hinterkante) die deutliche Verkleinerung der Eckenablösung bei dieser Absaugrate.

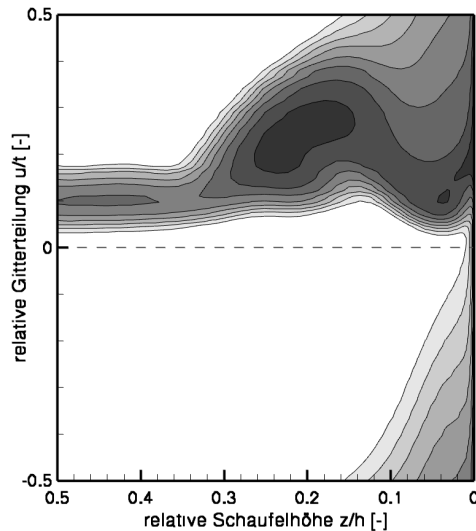


Abbildung 2 - Referenzfall

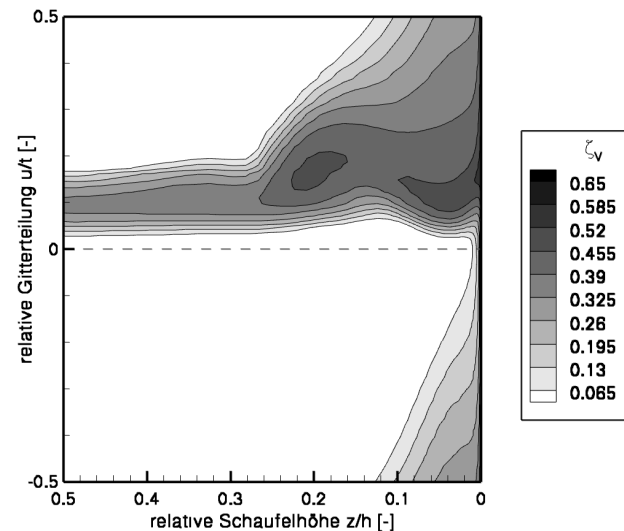


Abbildung 3 - Absaugung mit 1% MF

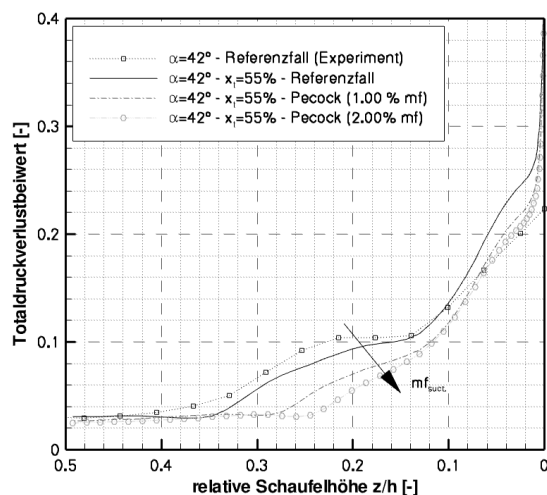


Abbildung 4 - Totaldruckverlust über z/h

Durch die kleiner ausfallende Eckenablösung sinkt der Totaldruckverlustbeiwert bei Erhöhung des Absaugmassenstroms auf 2% (mf) um bis zu 24% gegenüber dem unbeeinflussten Fall. Das erreichbare Stufendruckverhältnis erhöht sich um 12% (1% mf) bzw. um 18% (2% mf). Der Abströmwinkel verbessert sich je nach Absaugrate um 0.76° bis 1.18° .

Die Ergebnisse der numerischen Simulationen bestätigen die Messungen des DLR-Berlin [1] und zeigen, dass die verwendeten RANS-Gleichungen geeignet sind, die dominierenden Verlustmechanismen innerhalb der Passage mit ausreichend hoher Genauigkeit wiederzugeben.

Literatur:

- [1] K. Liesner, 2010. „On the efficiency of secondary flow suction in a compressor cascade“. ASME-GT2010

weiteres Vorgehen:

Für das DFG-Projekt ist geplant, drei weitere Absauggeometrien mit verschiedenen Massenströmen zu simulieren und mit den entsprechenden Messungen des DLR-Berlin zu vergleichen. Über die bereits vorhandenen Geometrien hinaus, wird angestrebt, basierend auf den durch Simulation und aktuelle PIV-Messungen gewonnenen Erkenntnissen zur Strömungstopologie innerhalb der Passage, weitere Geometrien zu entwickeln.

Ferner sind Untersuchungen zur Wirksamkeit der angewandten Techniken im Off-Design Fall bei unterschiedlichen Machzahlen, Reynoldszahlen und Inzidenzen geplant.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Numerische Verfahren/Aerodynamik

Ansprechpartner:

Andreas Grimminger

Institution:

Voith Engineering Services GmbH, Aerospace im Auftrag von Airbus Operations GmbH

Adresse:

Flughafenallee 26
28199 Bremen

Telefon: 0421 538 2350

e-mail: andreas.grimminger@airbus.com

Weitere Partner:**Thema:**

Untersuchung von wirbelkorrigierten Turbulenzmodellen zur verbesserten Vorhersage des Maximalauftriebs von Hochauftriebskonfigurationen

Ausgangssituation:

Wirbelströmungen sind bedeutend für die Aerodynamik von Flugzeugen, z. B. Flügelrandwirbel, Triebwerksgondelwirbel oder Wirbel erzeugt von Wirbelgeneratoren zur Strömungseinflussung. Insbesondere im Langsamflug wirken sich Wirbel auf den erreichbaren Maximalauftrieb aus.

Die Stabilität und Lebensdauer dieser Wirbel wird maßgeblich dadurch bestimmt, dass auch in turbulenter Strömung der Kern eines Wirbels laminar wird oder zumindest niedrige Turbulenzniveaus aufweist.

Zur Durchführung von CFD-Kampagnen in industriellem Maßstab werden Eddy-Viscosity-Turbulenzmodelle eingesetzt, welche die diesem Effekt zugrundeliegende Physik nicht abbilden, und daher eine wesentlich zu hohe Turbulenz bzw. turbulente Scheinviskosität (Eddy Viscosity) in Wirbelkernen vorhersagen. Dadurch wird u.a. eine verlässliche Vorhersage des Maximalauftriebs von Hochauftriebskonfigurationen mit dieser Klasse von Turbulenzmodellen verhindert.

Ziel:

Die Vorhersagegenauigkeit des Maximalauftriebs von Hochauftriebskonfigurationen mit TAU, dem unstrukturierten Navier-Stokes-Strömungslöser des DLR, soll verbessert werden. Dabei soll gewährleistet sein, dass sowohl der Rechenaufwand als auch die Stabilität des Verfahrens im Rahmen industrieller Anwendung erhalten bleibt

Lösungsweg:

Um die Einschränkungen von Eddy-Viscosity-Turbulenzmodellen zu verringern und die Vorhersagegenauigkeit zu steigern, sind von verschiedenen Autoren Wirbelkorrekturmodelle vorgeschlagen worden, von denen einige in TAU implementiert sind.

In dieser Studie untersucht wird das originale Spalart-Allmaras-Eingleichungsmodell (SAO) mit dem Korrekturmodell SARC (Spalart Allmaras Rotational Correction) [1] sowie mit einem von Dacles-Mariani et al. vorgeschlagen Modell [2]. Für das Zweigleichungsmodell von Menter mit SST (Shear Stress Transport) Erweiterung wird ein von Dol et al. (NLR) entwickeltes Korrekturmodell getestet [3]. Als Alternative zu den Wirbelkorrekturmodellen wird ein Reynolds-Stress-Modell (RSM) untersucht.

Als Testfall dient der Randwirbel eines NACA 0012 Rechteckflügels, für den hochqualitative Windkanalmessergebnisse vorhanden sind [4]. Da der Flügel groß im Vergleich zur Messstrecke ist, werden diese und weitere Teile des Kanals in die Simulation mit einbezogen. Gerechnet wird auf unstrukturierten Netzen, die teilweise strukturierte Blöcke besitzen.

Ergebnis:

Alle Korrekturmodelle führen zu einer deutlichen Verringerung der Produktion bzw. zu einer aktiven Reduktion der Turbulenz im Kern des Randwirbels. Dadurch verlängert sich die Lebensdauer des Wirbels und die gemessenen Drücke und Geschwindigkeiten der Saugspitze des Wirbels an der Hinterkante des Flügels werden besser vorhergesagt. Auch die Druckverteilung an der Flügeloberfläche wird besser wiedergegeben.

Allerdings zeigt sich, dass selbst ein feines unstrukturiertes Netz nicht ausreicht, den Wirbel korrekt aufzulösen. Die zu hohe Dissipation der Rotationsgeschwindigkeit führt zu einem axialen Druckanstieg im Wirbelkern, wodurch die Kernströmung deutlich abgebremst wird. Die laminare Strömung aufgrund der Wirbelkorrektur bewirkt zwar einerseits eine geringere Dissipation der Rotation, die Axialströmung wird jedoch insgesamt stärker verzögert als die hochturbulente Strömung ohne Korrektur.

Erst auf einem Netz mit strukturierten Blöcken zur Auflösung des Wirbels gelingt es, ähnliche Druck- und Geschwindigkeitsgradienten wie im Versuch zu erzielen. Trotzdem wird die Saugspitze des Wirbels noch zu gering vorhergesagt. Eine genauere Betrachtung der Turbulenzentwicklung im Wirbel zeigt auch, dass der Wirbelkern im Versuch während des Aufrollens zunächst hochturbulent ist, und erst stromab des Flügel allmählich laminar wird. Dieses Verhalten können die Korrekturmodelle nicht abbilden; sie sagen durchgehend laminare Strömung vorher.

Die besten Ergebnisse für SAO werden mit SARC erzielt. Die NLR-Korrektur für Menter SST zeigt eine starke Konzentration der Turbulenzreduktion nur auf den Wirbelkern, wodurch die Rotation nach wie vor zu schnell dissipiert. Die Folge ist ein zu schnelles Absinken der Axialgeschwindigkeit im Kern. Vergleichsrechnungen mit RSM zeigen leicht bessere Ergebnisse als SAO + SARC; insbesondere das Aufrollen des Wirbels wird jedoch deutlich besser vorhergesagt. Die Konvergenzqualität und -geschwindigkeit der Rechnungen mit Wirbelkorrektur verschlechtert sich etwas, ist jedoch akzeptabel.

Literatur:

- [1] Spalart, P. R. und Shur, M., "On the Sensitization of Turbulence Models to Rotation and Curvature", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 1, No. 5, 1997.
- [2] Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S. und Bradshaw, P., "Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field", *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 9, 1995.
- [3] Dol, H. S., Kok, J. C. und Oskam, B., "Turbulence Modelling for Leading-Edge Vortex Flows", AIAA-Paper 2002-0843, 2002.
- [4] Chow, J. S., Zilliac, G. G. und Bradshaw, P., "Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of a Wingtip Vortex", *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 10, 1997.

Weiteres Vorgehen:

SA + SARC, Menter SST mit der NLR-Korrektur sowie RSM werden an realistischen Hochauftriebskonfigurationen angewandt, um zu erkunden, ob eine Verbesserung der Maximalauftriebsvorhersage erreicht werden kann, und inwieweit die sonstige Aerodynamik durch die Korrekturmodelle bzw. RSM beeinflusst wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Claudia Günther, Daniel Hartmann, Matthias Meinke, Wolfgang Schröder

Institution: Chair of Fluid Mechanics and Institute of Aerodynamics
RWTH Aachen University

Adresse: Wüllnerstr. 5a
52062 Aachen

Telefon: 0241-8095568
e-mail: c.guenther@aia.rwth-aachen.de

Thema: A level-set based Cartesian grid method for the simulation of in-cylinder flow

Ausgangssituation: The combustion process in internal combustion engines and thus the performance of the engine substantially depends on the turbulent flow field within the cylinder. Hence, three-dimensional in-cylinder flow simulations are an important tool in engine development to analyze and understand the characteristic flow phenomena in internal combustion engines. This application puts special demands on a simulation method due to the complexity of the geometry and the presence of moving components such as piston and valves. A suitable method must allow simple and efficient mesh generation and update with respect to the moving parts of the boundary while providing an exact representation of the geometrical details. Immersed boundary methods based on non-boundary-fitted grids turn out to be an excellent choice for this application, as they feature automatic mesh generation and moving boundaries can be treated without remeshing. The accurate representation of complex boundaries in three-dimensional space in a Cartesian mesh, however, is not a trivial problem.

Ziel: The main focus of this work is the extension of a strictly conservative Cartesian cut-cell based method [1,2] to meet the requirements for the simulation of in-cylinder flow. The method must be able to handle complex geometric details of technical objects such as sharp edges and acute-angled features. In addition, interfaces with different adjacent physical boundary conditions which do not coincide with grid lines must be treated consistently. To enable the computation of full engine cycles, moving boundaries have to be dealt with.

Lösungsweg: In Cartesian cut-cell methods, cells are usually classified in three categories. These are internal cells located completely inside the fluid domain, external cells located completely outside the fluid domain which are discarded, and boundary or cut cells intersected by the geometry. The boundary cells are reshaped such that embedded bodies are cut out of the computational domain. The application of boundary conditions is done using ghost cells which are freely positioned in space relative to the boundary surface. In the basic method, exactly one ghost cell is assigned to each boundary cell [2]. Sharp, concave features which are typical for the geometry of internal combustion engines however can lead to cells multiply cut by the geometry and further kinds of exceptional states. In the present approach, we introduce multiple ghost cells for each cut cell, each accounting for a separate intersection surface, which considerably increases the flexibility of the boundary representation. This generalization also allows to avoid the degradation of the accuracy of the method to first order on particular cut cells which comprise interfaces with different adjacent boundary conditions. It thus simplifies the application of robust boundary conditions to internal flows.

To enable the simulation of full engine cycles, the motion of piston and valves must be included in the flow description. To achieve this goal, the method has been coupled to a level-set solver [3]. Herein, the moving boundary is represented by the zero-contour of a scalar level set function which is specified as a signed distance function with respect to the moving boundary. This approach, recently adopted by several authors [4,5], enables efficient parallelization. According to the new boundary position after each time step, the cut-cell method reduces the problem of adjusting the computational grid to the recomputation of the bound-

Datum: June 2010

STAB

ary cells cut by the moving parts of the geometry. This is considerably facilitated by the fact that the sign of the level set function inherently carries the information on which cells fall into the fluid region and which cells fall into the solid region.

Ergebnis: The simulation of the laminar flow in a pipe elbow, see Fig. 1, shows the ability of the method to treat cells with non-unique boundary conditions at the interfaces between inlet/outlet and wall boundary conditions consistently. With the extended method, no degradation of the accuracy to first order on these cells can be observed and the flow computation remains stable. Preliminary computations of the flow in a single cylinder four-stroke motor-cycle engine have been performed successfully for a steady flow case assuming an infinitely long intake stroke. The resulting velocity field for a Reynolds number of $Re=2200$, based on the mean intake port velocity and the intake port diameter, is shown in Fig. 2. These promising results demonstrate that the new method is suited for the application to the flow in complex realistic engine geometries. The analysis of the flow field for the steady flow case and a comparison to experimental results is currently undergoing. Validation test cases including generic moving geometries such as oscillating cylinders succeeded.

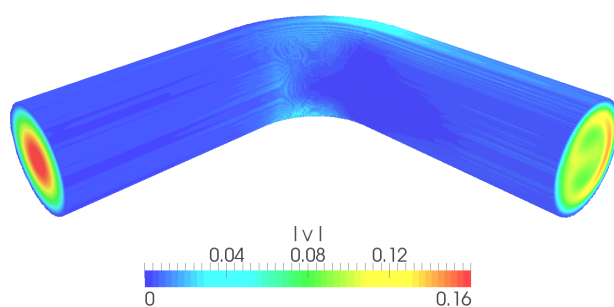
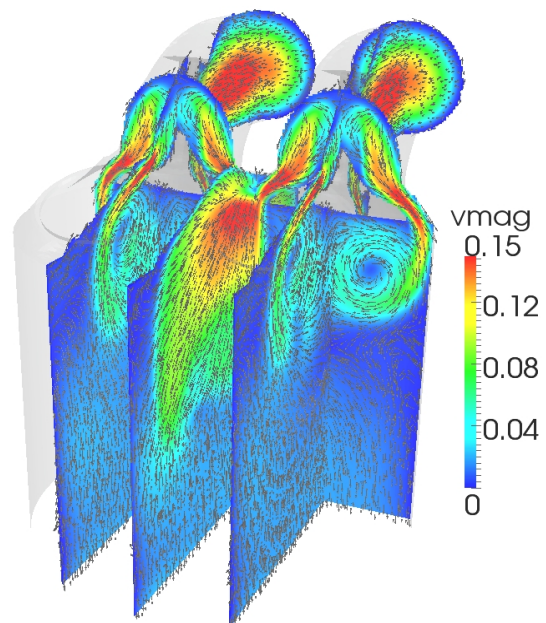


Figure 1: Laminar flow in a pipe elbow: velocity magnitude.

Figure 2: In-cylinder velocity field for a steady flow case (inflow through the intake ports, out-flow through the piston crown cross section): velocity magnitude and arrows indicating the flow direction.



Literatur:

- [1] D. Hartmann, M. Meinke, W. Schröder, *A strictly conservative Cartesian cut-cell method for compressible viscous flows on adaptive grids*, accepted for publication in Comput. Methods Appl. Mech. Engrg. (2010)
- [2] D. Hartmann, M. Meinke, W. Schröder, *An adaptive multilevel multigrid formulation for Cartesian hierarchical grid methods*, Comput. Fluids, 37, 1103-1125 (2008)
- [3] D. Hartmann, M. Meinke, W. Schröder, *The constrained reinitialization equation for level-set methods*, J. Comput. Phys., 229, 1514-1535 (2010)
- [4] Y. Cheny, O. Botella, *The LS-STAG method: A new immersed boundary/level-set method for the computation of incompressible viscous flows in complex moving geometries with good conservation properties*, J. Comput. Phys., 229, 1043-1076 (2010)
- [5] R. Yang, F. Stern, *Sharp interface immersed-boundary/level-set method for wave-body interactions*, J. Comput. Phys., 228, 6590-6616 (2009)

Weiteres Vorgehen: The method will be extended and validated for boundary movement of complex geometries. Subsequently, it will be applied to the flow in a simplified engine geometry including moving boundaries. The consistent modeling of valve opening and closing events as well as the accurate representation of the sliding interface between piston and cylinder wall will require further investigation before the intake and compression stroke in a realistic single-cylinder engine can be simulated.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Hartmann, Tobias Leicht

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531/2953331
38108 Braunschweig **e-mail:** ralf.hartmann@dlr.de

Thema: Discontinuous Galerkin Verfahren in der Aerodynamik:
Höhere Ordnung, Fehlerschätzung und Gitteradaption

Ausgangssituation: Finite Volumen (FV) Verfahren auf unstrukturierten Gittern (z.B. der DLR TAU-Code) sind in der Praxis auf zweite Ordnung beschränkt, was zu übermäßig vielen Gitterpunkten und langen Simulationszeiten für große Anwendungen führt. Discontinuous Galerkin (DG) Verfahren sind Finite Elemente (FE) Verfahren mit unstetigen Ansatz- und Testfunktionen. Die DG und FV Verfahren erster Ordnung sind identisch. DG Verfahren, im Gegensatz zu FV Verfahren, lassen sich aber auf unstrukturierten Gittern auf beliebig hohe Ordnung erweitern. Da es sich bei DG Verfahren um Finite Elemente Verfahren handelt, steht zudem eine umfassende FE Theorie zur Fehlerschätzung und ziel-orientierten adaptive Gitterverfeinerung zur Verfügung. Diese haben das Potential, verlässliche aerodynamische Größen wie Widerstands- oder Auftriebsbeiwerte mit deutlich weniger Rechenaufwand zu berechnen als mit den lokalen Gitterverfeinerungen, die derzeit in der Aerodynamic genutzt werden.

Ziel: Im Rahmen der Helmholtz-Hochschul-Nachwuchsgruppe „New flow solver technology based on adaptive higher order Discontinuous Galerkin methods“ am DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik und des EU-Projekts ADIGMA [3] wird der DG Strömungslöser PADGE [1] von zwei-dimensionalen laminaren auf drei-dimensionale turbulente Strömungen erweitert. Hierzu müssen insbesondere auch effiziente Lösungsalgorithmen für die Diskretisierungen höherer Ordnung entwickelt werden. Dies beinhaltet eine Erweiterung der Lösung der Strömungsgleichungen als auch der adjungierten Gleichungen, welche zur Fehlerschätzung und ziel-orientierten (adjungiert-basierten), adaptiven Gitterverfeinerung benötigt werden. Das Ziel ist, grosse Simulationen aus der industriellen Anwendung mit einer höheren Genauigkeit pro eingesetzter Rechenzeit durchführen zu können, als dies mit heutiger Strömungslösertechnologie (z.B. der FLOWer-Code oder der TAU-Code) möglich ist.

Lösungsweg: Der Discontinuous Galerkin Strömungslöser PADGE wurde von laminaren auf turbulente Strömungen erweitert. Dies beinhaltet die Erweiterung des Strömungslösers zur Berechnung von turbulenten Strömungen auf stark anisotropen Gittern mit gekrümmten Zellen als auch die entsprechende Erweiterung des adjungierten Löserters. Die adjungierten Lösungen werden sowohl zur Schätzung des Fehlers in aerodynamischen Beiwerten als auch zur ziel-orientierten Gitterverfeinerung genutzt. Hierbei erzeugt die adjungiert-basierte Verfeinerung Gitter, welche speziell zur effizienten und genauen Berechnung einzelner, oder auch mehrerer aerodynamischer Beiwerte geeignet ist. Desweiteren wurde die adjungiert-basierte Fehlerschätzung und Gitterverfeinerung mit anisotroper Verfeinerung und mit hp-Verfeinerung kombiniert. Letzteres erlaubt es, lokale Gitterverfeinerung (h-Verfeinerung) in Bereichen mit nicht-glatten Strömungseigenschaften, wie z.B. in der Nähe von Schocks oder Hinterkanten, mit einer lokalen Variation des Ansatzgrades (p-Verfeinerung) zur Erhöhung der Ordnung des Verfahren in glatten Strömungsbereichen zu kombinieren. Die im Strömungslöser PADGE entwickelten Verfahren wurden auf verschiedene turbulente Testfälle aus der Aerodynamik (u.a. auf eine Dreielemente-Hochauftriebskonfiguration und eine Flügelrumpf-Konfiguration) angewendet.

Ergebnis: U.a. wurde eine turbulente subsonische Strömung um die DLR-F6 Flügelrumpfkonfiguration, siehe Abb. 1(a), berechnet. Hierzu wurde das original DPW Gitter dieses Testfalls mit 3.2 Millionen Elementen zweifach vergrößert. Die Elemente des entstehenden Grobgitters mit 50618 Elementen wurden anhand der Punkte des ursprünglichen Gitters gekrümmt, wobei die gekrümmten Linien durch Polynome 4. Grades gegeben sind, siehe Abb. 1(b,c). Auf diesem Grobgitter konnten Strömungslösungen von sowohl zweiter Ordnung als auch dritter und vierter Ordnung berechnet werden. Desweiteren wurde die adjungiert-basierte Fehlerschätzung und adaptive Gitterverfeinerung auf diesen Fall angewendet. Hierzu zeigt Abb 2(a) die erste Komponente der Adjungierten auf einem zweifach adjungiert-basiert verfeinerten Gitter. Desweiteren zeigt Abb. 2(b) die Konvergenz des Widerstandsbeiwertes unter sowohl globaler Verfeinerung des Verfahrens zweiter, dritter und vierter Ordnung ($p=1,2,3$) als auch unter residuen-basierten und adjungiert-basierten Verfeinerung des Verfahrens zweiter Ordnung. Die Vorteile sowohl der Verfahren höherer Ordnung im Vergleich zum Verfahren zweiter Ordnung als auch der adjungiert-basierten Verfeinerung im Vergleich zur residuen-basierten und globalen Verfeinerung sind deutlich. Eine weitere deutliche Effizienzsteigerung erhält man durch Nutzung der Fehlerschätzung.

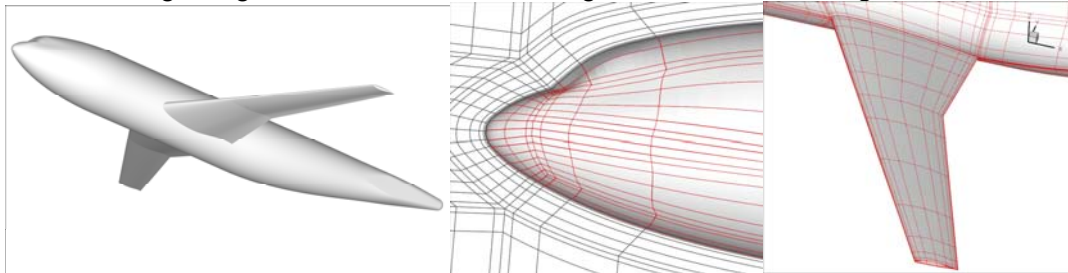


Abbildung 1: (a) DLR-F6 Flügelrumpfkonfiguration. (b,c) Grobgitter mit gekrümmten Elementen in der Nähe der Nase und des Flügels. [2]

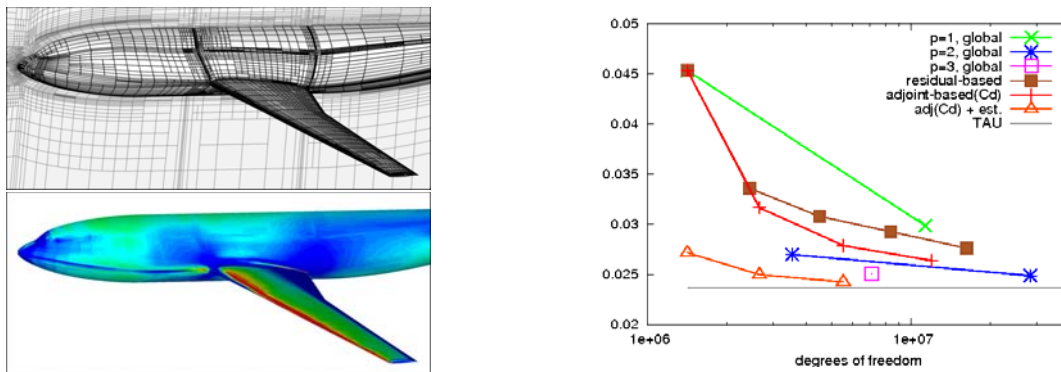


Abbildung 2: (a) Adjungierte Lösung auf zweifach adjungiert-basiert verfeinertem Gitter. (b) Konvergenz des C_D -Beiwertes unter globaler und lokaler Verfeinerung. [2]

Literatur:

- [1] R. Hartmann, J. Held, T. Leicht, F. Prill. Discontinuous Galerkin methods for computational aerodynamics – 3D adaptive flow simulation with the DLR PADGE code, Aerospace Science and Technology, 2010. To appear.
- [2] R. Hartmann, J. Held, T. Leicht. Adjoint-based error estimation and adaptive mesh refinement for the RANS and $k-\omega$ turbulence equations. J. Comput. Phys. 2010. To appear.
- [3] N. Kroll. ADIGMA – A European project on the development of adaptive higher-order variational methods for aerospace applications, AIAA 2009-176, 2009.
- [4] T. Leicht, R. Hartmann. Error estimation and anisotropic mesh refinement for 3d laminar aerodynamic flow simulations. J. Comput. Phys., 2010. To appear.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Susanne Horn, Olga Shishkina, Claus Wagner

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709 2282
Telefax: (0551) 709 2241
e-mail: Susanne.Horn@dlr.de

weitere Partner: -

Thema: Direct Numerical Simulation of non-Oberbeck-Boussinesq effects in turbulent Rayleigh-Bénard convection of water

Ausgangssituation:

To study the classical problem of Rayleigh-Bénard convection, i.e. a fluid layer confined between a heating-plate at the bottom and a cooling-plate at the top, a common assumption is that all material properties are temperature independent except for the density ρ within the buoyancy part, the so-called Oberbeck-Boussinesq approximation. However, for a lot of practical applications, and especially if one wants to reach high Rayleigh numbers,

$$Ra = \alpha g \Delta T H^3 / (\kappa \nu)$$

by simply increasing the temperature difference ΔT between the plates, the fluid properties become non-uniform and it is necessary to consider non-Oberbeck-Boussinesq effects.

Ziel:

By means of fully three-dimensional Direct Numerical Simulations of turbulent Rayleigh-Bénard convection of water, the generated flow fields are to be analysed with respect to deviations from the Oberbeck-Boussinesq case. For this purpose simulations in a cylindrical domain with various Rayleigh numbers, mean temperatures, aspect ratios and temperature differences are performed.

Lösungsweg:

For our studies of Rayleigh-Bénard convection we apply a high-order finite volume method based on the Chorin ansatz [2] and on a direct solution of the resulting Poisson equation. Firstly, to employ Oberbeck-Boussinesq (OB) assumptions, we make use of a parallel version of the code described by Shishkina & Wagner [4]. Secondly, for the purpose of investigating non-Oberbeck-Boussinesq (NOB) effects, the code has been advanced by including temperature dependent material properties. The viscosity $X = \nu$, thermal conductivity $X = \Lambda$ and the density in the buoyancy term $X = \rho$ are described by polynomials up to cubic order,

$$(X - X_m)/X_m = a_1(T - T_m) + a_2(T - T_m)^2 + a_3(T - T_m)^3,$$

where the coefficients a_i are adopted from Ahlers et al. [1], while the density ρ_m , except within the buoyancy term, and the isobaric specific heat capacity $c_{p,m}$ are set constant to their values at the arithmetic mean temperature T_m . This approach is accurate for water and accounts for the major non-Oberbeck-Boussinesq effects.

STAB

Ergebnis:

In figure 1 a slice in the $r - z$ plane of the cylinder is presented and the temperature field for the Oberbeck-Boussinesq case (fig. 1a) and the non-Oberbeck-Boussinesq case (fig. 1b), respectively, are shown. Due to the variation of the viscosity in the NOB case there is an asymmetry in the mobility of the plumes, i.e. the warm plumes from the bottom layer move faster upwards compared to the OB case while, vice versa, the cold plumes from the top layer move downwards more slowly. Furthermore, the different boundary layer thicknesses and temperature drops within them lead to an increased centre temperature T_c in the bulk in the non-Oberbeck-Boussinesq case, hence $T_c > T_m$. This also influences the heat flux (Nusselt number Nu).

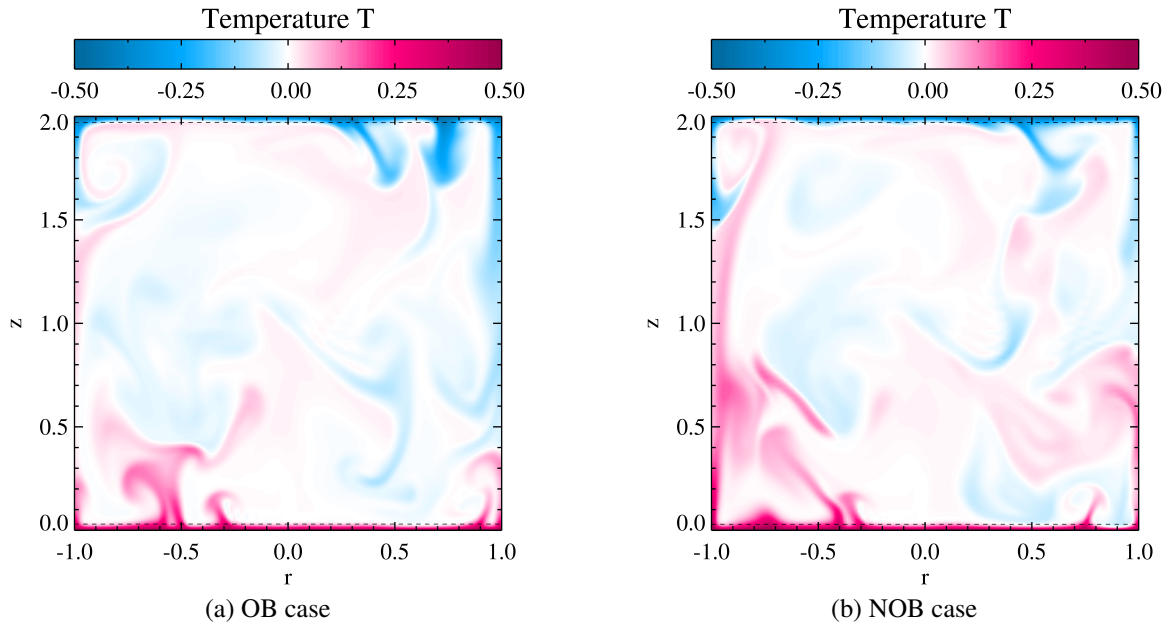


Figure 1: Dimensionless temperature field for the working fluid water with $Pr = 4.38$, $Ra = 10^8$, the dashed line indicates the position of the thermal boundary layers

Literatur:

- [1] Ahlers, G., Brown, E., Fontenele Araujo, F., Funfschilling, D., Grossmann, S. & Lohse, D. (2006). Non-Oberbeck-Boussinesq effects in strongly turbulent Rayleigh-Bénard convection. *J. Fluid Mech.* **569**, 409–445.
- [2] Chorin, A. J. (1967). A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow Problems. *Journal of Computational Physics* **2**, 12–26.
- [3] Shishkina, O. & Thess, A. (2009). Mean temperature profiles in turbulent Rayleigh-Bénard convection of water. *J. Fluid Mech.* **633**, 449–460
- [4] Shishkina, O. & Wagner, C. (2007). Boundary and interior layers in turbulent thermal convection in cylindrical containers. *Int. J. Computing Science and Mathematics* **1**, Nos. 2/3/4, 360–373.
- [5] Sugiyama K., Calzavarini, E., Grossmann, S. & Lohse, D. (2009). Flow organization in two-dimensional non-Oberbeck-Boussinesq Rayleigh-Bénard convection in water. *J. Fluid Mech.* **637**, 105–135.

Weiteres Vorgehen:

In order to validate our findings, they will be checked against experimental data, e.g. from Ahlers et al. [1], and two-dimensional simulations by Sugiyama et al. [5] and compared to the three-dimensional OB simulations with the same Rayleigh and Prandtl numbers by Shishkina & Thess [3]. Then, as a next step, more simulations will be carried out to cover a broad parameter range. An objective for future work is also to investigate other fluids and the influence of rotation.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Andreas-René Hübner

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DLR, Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 3354
e-mail: Andreas.Huebner@dlr.de

Weitere Partner: Thomas Kilian

Thema: Einfluss der Flügelelastizität auf die experimentelle und numerische Bestimmung der dynamischen Derivative

Ausgangssituation:

Zum Ende der 1990er Jahre wurden erste Windkanalversuche zur Ermittlung dynamischer Derivative von Transportflugzeugkonfigurationen durchgeführt. Ziel der Arbeiten war es, die Vorhersagegenauigkeit des aerodynamischen Verhaltens von Großflugzeugkonfigurationen zu erhöhen und den Einfluss von einzelnen Flugzeugkomponenten auf die dynamischen Eigenschaften zu ermitteln. Diese experimentellen Arbeiten bildeten die Grundlage zum Entwurf, der Entwicklung und Umsetzung einer derzeit weltweit einmaligen Simulationseinrichtung, dem 6-Freiheitsgrad Modellbewegungsmechanismus MPM (Model Positioning System) (**Bild 1**). Neben der Entwicklung und Anwendung experimenteller Methoden wird die Bestimmung der dynamischen Derivative mit Hilfe von numerischen Rechenverfahren vorangetrieben, sodass experimentelle und numerische Forschungsarbeiten in eng verzahnter Weise durchgeführt werden können. Ein wesentliches Ergebnis dieser Arbeiten ist, dass es für die Berechnung von Derivativen instationärer Bewegungen zwingend erforderlich ist, Rechenverfahren höherer Ordnung anzuwenden [1], [2].

Bei der experimentellen und numerischen Bestimmung der dynamischen Derivative wurden in der Vergangenheit stets die aeroelastischen Einflüsse vernachlässigt. Man ist bei der Simulation von erzwungenen harmonischen Bewegungen von einem ideal steifen Modell ausgegangen. Bei der Auslegung der Modelle musste die Anforderung nach geringer Durchbiegung und Verwindung berücksichtigt werden.

Ziel:

Da sich herkömmliche Flugzeugkonfigurationen aufgrund der aerodynamischen Lasten strukturell verformen, ist es notwendig, den Einfluss der Elastizitäten auf das aerodynamische Verhalten zu kennen und dadurch die Vorhersagegenauigkeit bei der Bestimmung der dynamischen Beiwerte zu erhöhen.

Lösungsweg:

Aus diesem Grund wurde für das bereits bestehende generische DLR-F12 Modell ein zusätzlicher „elastischer“ Flügel gefertigt. Dieser wurde so ausgelegt,



Bild 1: Messeinrichtung im DNW-NWB Braunschweig mit DLR-F12 Modell

dass sich für die stationäre Anströmung für einen Betriebspunkt (Anstellwinkel $\alpha = 4^\circ$ und Anströmgeschwindigkeit von $V = 70 \text{ m/s}$) gerade die Verformung unter Reiseflugbedingung (flight-shape) ergibt. Diese entspricht der Form des existierenden starren Flügels. Für den starren Flügel in flight-shape kann das DLR auf entsprechende Experimente zurückgreifen, bei denen dynamische Derivative ermittelt und Verformungsmessungen durchgeführt worden sind (siehe **Bild 2**). Durch Wiederholung dieser Experimente mit dem elastischen Flügel lässt sich zeigen, ob elastische Effekte einen Einfluss auf die experimentell ermittelten dynamischen Derivative haben.

Um die Stärke der aeroelastischen Effekte auch numerisch beurteilen zu können, wurden sowohl reine aerodynamische Simulationen als auch strömungs/struktur gekoppelte Simulationen unter stationären, quasi-stationären und instationären Randbedingungen durchgeführt.

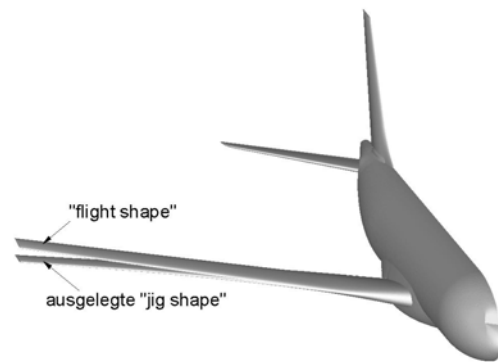


Bild 2: DLR-F12 Modell mit unbelasteten (jig) und belasteten (flight) Flügel

Ergebnis:

Die bei der Auslegung des Flügels vorgegebenen Durchbiegungs- und Torsionsangaben können für einen Vergleich mit den experimentell und numerisch ermittelten Verformungen herangezogen werden. Hieraus ergibt sich eine sehr gute Übereinstimmung für die stationären Flügelverformung, was zum einen für einen hervorragenden Auslegungs- und Fertigungsprozess spricht aber auch für eine sehr gute Vorhersagegenauigkeit der verwendeten experimentellen und numerischen Methoden. Die Gegenüberstellung der instationären Messergebnisse der harmonisch angeregten Rollschwingung, die mit dem starren und dem elastischen Flügel bestimmt wurden, zeigen einen erheblichen Reduzierung der Rolldämpfung um bis zu 30% und eine deutlich geschwindigkeitsabhängige Abnahme der Seitenkraft auf. Auch bei der Derivativen der Gierbewegung und der Nickbewegung sind Einflüsse aufgrund der Flügelelastizität festzustellen. Diese Abhängigkeiten werden auch durch die ersten numerischen Simulationen bestätigt [3].

Literatur:

- [1] Bergmann, A.; Hübner, A.-R.; Löser, T.: Experimental and numerical research on the aerodynamics of unsteady moving aircraft. Elsevier Journal, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 44, pp. 121-137, (2008)
- [2] Hübner, A.-R.; Bergmann, A.; Löser, T.: Experimental and numerical investigations of unsteady pressure distributions and aerodynamic forces on moving transport aircraft configurations. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2009-0091, Orlando, Florida, (2009).
- [3] Kilian, T.: Einfluss der Flügeldeformation der DLR-F12 Konfiguration bei der experimentellen und numerischen Ermittlung der statischen und dynamischen Derivative, Diplomarbeit, Braunschweig (2009).

Weiteres Vorgehen:

Es werden weiterführende quasi-stationäre und instationäre Simulationen zur Ermittlung der dynamischen Derivativen (CFD allein und gekoppelt zur Struktur) durchgeführt und den experimentellen Daten gegenübergestellt. Unter anderem werden diese Ergebnisse in der Veröffentlichung wiederzufinden sein.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Eike Hylla, Frank Thiele

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ISTA), TU Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin

Telefon: 030 314 24415

Telefax: 030 314 25405

e-mail: eike.hylla@cf.d.tu-berlin.de

Thema: Fluid-Struktur-Interaktion mittels der Immersed Boundary Methode

Ausgangssituation:

In Natur und Technik treten Strömungsvorgänge meist in Verbindung mit anderen physikalischen Phänomenen auf. Bei der Um- oder Durchströmung elastischer Strukturen kommt es mitunter zu starken Deformationen, die so auf die Strömung zurückwirken können. Es besteht dann eine *Interaktion* zwischen der Strömung und der Struktur (FSI).

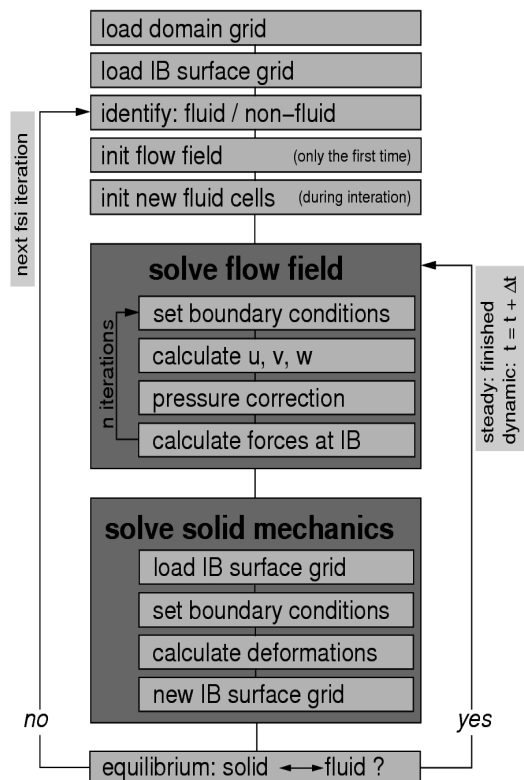
Die Immersed Boundary (IB) Methode ist ein geeigneter Ansatz zur numerischen Simulation von Strömungen in komplexen und veränderlichen Geometrien [1]. Die Aufteilung in ein reines Rechengitter und ein darin eingetauchtes Oberflächengitter zur Randbehandlung ist hierbei der wesentliche Vorteil. Dies ermöglicht einen einfachen Austausch der Geometrie während der Simulation ohne eine Anpassung des Rechengitters vornehmen zu müssen. Daher bietet es sich an, das IB-Verfahren mit Methoden zur Lösung strukturellemechanischer Fragestellungen zu kombinieren, um gekoppelte Problemfälle z.B. aus dem Bereich der Aeroelastizität simulieren zu können.

Ziel:

Das Ziel ist es zunächst einen bestehenden Strömungslöser auf Basis der IB Methode über einen geeigneten Algorithmus mit einem (ebenfalls zu implementierenden) Finite-Elemente Strukturlöser zu koppeln.

Lösungsweg:

Der bereits vorhandene Strömungslöser [2] basiert auf dem Finite-Volumen Verfahren für kartesische Rechengitter, die isotrop verfeinerte Bereiche in Form hängender Knotenelemente aufweisen dürfen. Das Oberflächengitter zur Behandlung der Wandrandbedingungen besteht aus Dreieckselementen, wobei die IB Methode in Form eines Ghost-Cell Ansatzes [3] implementiert ist. Die Geschwindigkeitsanteile für die Ghost-Cells werden linear interpoliert, um Wandhaftung an der Position des eingebrachten Oberflächengitters zu erfüllen. Das Oberflächengitter unterteilt das Rechenggebiet in Strömungs- und Nicht-Strömungsgebiete, so dass eine entsprechende Identifizierung vor der Simulation erforderlich ist. Schalenelemente sind flächige Elemente, die sowohl Deformationen in der Ebene als auch senkrecht dazu erfassen. Mit ihnen lassen sich dünnwandige Strukturen wie z.B. Behälter, Fahrzeugkarosserien oder Tragflächen modellieren. Zunächst wurden einfache Elementtypen wie 2D Scheiben und Platten implementiert, die dann auf



den allgemeinen 3D Fall erweitert und zu Schalenelementen vereinigt wurden. Der Implementierung dieser Elemente liegt das Gesetz der linearen Elastizität zu Grunde. Derzeit sind fest eingespannte sowie momentenfreie Lagerungen realisiert. Die Umsetzung der Randbedingungen wird durch entsprechende Elimination von Gleichungen aus dem Gleichungssystem ermöglicht. Zum Lösen des Gleichungssystems wurde ein CG Solver für dünnbesetzte Matrizen im CRS Format implementiert. Die Interaktion zwischen der Strömungs- und der Struktursimulation ist über eine *schwache* bzw. *iterative Kopplung* realisiert. Dabei werden die beiden Simulationen sequentiell und unabhängig voneinander durchgeführt, wobei die Lasten und Verschiebungen entsprechend ausgetauscht werden (siehe Abb. 1). Das Oberflächengitter, welches in der Strömungssimulation verwendet wird, dient dabei direkt als Rechenetz für die Schalenelemente im FE-Löser. Um einen Gleichgewichtszustand zu erreichen, wird wie folgt vorgegangen: Während der ersten FSI Iteration werden die ermittelten Druck- und Reibungskräfte des Fluids auf die Oberfläche für die Strukturberechnung verwendet. In den darauf folgenden Iterationen wird jeweils nur die Differenz der Kräfte zwischen aktueller und vorheriger Iteration aufgeprägt. Über eine Euklidische Norm dieser Kraftdifferenzen wird ein Residuum gebildet, über welches die Konvergenz der FSI kontrolliert werden kann.

Ergebnis:

Als erster Testfall wurde die stationäre laminare Strömung ($Re = 20$) um einen elastischen Zylinder ($l/d = 2$) berechnet, der sowohl oben als auch unten fest eingespannt ist. Die mechanischen Eigenschaften der Geometrie wurden so gewählt, dass deutlich erkennbare Deformationen auftreten. Als Startlösung diente die Strömung um den starren Zylinder. Ein FSI Zyklus umfasste 250 Iterationen im Strömungslöser gefolgt von der Strukturberechnung.

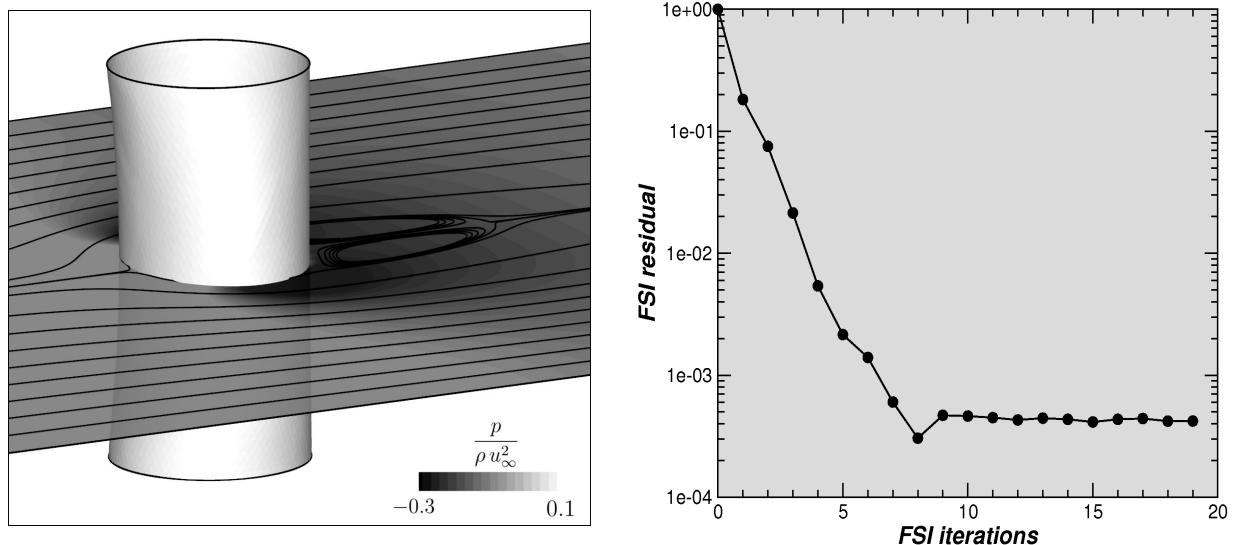


Abb. 2: Elastischer Zylinder im Gleichgewicht mit der Strömung bei $Re = 20$ (links); Konvergenzverhalten der FSI (rechts).

Literatur:

- [1] Mittal, R., Iaccarino, G.: *Immersed boundary methods*. Annual Review of Fluid Mechanics, 37:239-261, 2005.
- [2] Hylla, E., Frederich, O., Mauß, J., Thiele, F.: *Application of the immersed boundary method for the simulation of incompressible flows in complex and moving geometries*. STAB 2008. In: NNFM VII, Vol 112., in press.
- [3] Tseng, Y., Ferziger, J. H.: *A ghost-cell immersed boundary method for flow in complex geometry*. Journal of Computational Physics, 192(2):593-623, 2003.

weiteres Vorgehen:

Nach einer eingehenden Validierung soll das Verfahren auf praxisrelevantere Fälle angewendet werden. Eine Erweiterung des FE-Lösers auf dynamische Fälle sowie auf große Deformationen ist ebenfalls vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Tobias Knopp

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung $C^2A^2S^2E$

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092451

Telefax: 0551 7092416

e-mail: Tobias.Knopp@dlr.de

Thema: Modifikation von (D)DES basierend auf einer Detektion von anliegenden Grenzschichten und Strömungsablösung

Strömungen mit beginnender schwacher Ablösung und dünnen wandnahen Ablösebereichen sind von großer Bedeutung für aerodynamische Anwendungen. Für diese Klasse von Strömungen konnten höherwertige Ergebnisse von hybriden RANS-LES Modellen basierend auf (D)DES gegenüber RANS bislang noch nicht nachgewiesen werden. Andere hybride RANS-LES Methoden, die die Turbulenz zumindest im wandferneren Bereich der Grenzschichten mittels LES auflösen, sind aus Kostengründen auf einfache Konfigurationen bei kleinen Reynoldszahlen beschränkt. Somit erscheint aus Anwendersicht für hohe Reynoldszahlen lediglich ein hybrides RANS-LES Verfahren nutzbar, das große Bereiche des Strömungsgebietes mittels RANS berechnet und LES in kleinen Gebieten abgelöster Strömung lokal verwendet, wobei RANS und LES Gebiete vom Verfahren mittels neu zu entwickelnder Kriterien detektiert werden.

Ausgangssituation: Das gegenwärtig weitverbreitete nicht-zonale hybride RANS-LES Verfahren Delayed-DES (DDES) verwendet eine Übergangsfunktion f_d zum Umschalten vom formalen RANS Modus mit Wandabstand als turbulentem Längenmaß in den formalen LES Modus mit Längenmaß basierend auf der lokalen Gitterweite. Dieser Umschaltmechanismus zeigt folgende Nachteile, s. Probst et al. (2010). Erstens wird die Dicke der anliegenden Grenzschicht deutlich unterschätzt, insbesondere deren Anwachsen im Falle eines positiven Druckgradienten, s. auch Figur 1 (links). Dies kann zu einer unphysikalischen verfrühten Strömungsablösung führen. Zweitens wird andererseits der RANS Modus auch in wandnahen Gebieten abgelöster Strömung verwendet. Ein dritter Aspekt betrifft die Beobachtung, dass sich bei Strömungen mit beginnender Hinterkantenablösung zweidimensionale RANS-artige „Rollen“ abgelöster Strömung statt dreidimensionaler turbulenter Strukturen ausbilden. Um die Ausbildung dreidimensionaler Strukturen zu Forcieren, gibt es zur Zeit diverse Arbeiten zur künstlichen Anregung der Turbulenz. Eine automatische Nutzung solch einer Technik auch für komplexe Konfiguration verlangt es, dass die Bereiche, in denen eine Anregung aktiviert wird, mittels eines geeigneten Sensors detektiert werden.

Ziel: Ziel ist die Entwicklung und Erprobung einer verbesserten DES-artigen Kopplung von RANS und LES mit folgenden Eigenschaften: 1.) Sicherstellung des RANS Modus in Bereichen anliegender Grenzschichten, 2.) Umschalten von RANS auf LES in Gebieten abgelöster Strömung, und 3.) Detektion von Bereichen, in denen die Ausbildung von turbulenten Strukturen angeregt werden soll. Das Verfahren soll für einen großen Reynoldszahlbereich anwendbar sein, zunächst mit Konzentration auf Einzel- und Mehrelementprofile. Außerdem soll es für einen unstrukturierten Strömungslöser geeignet sein.

Lösungsweg:

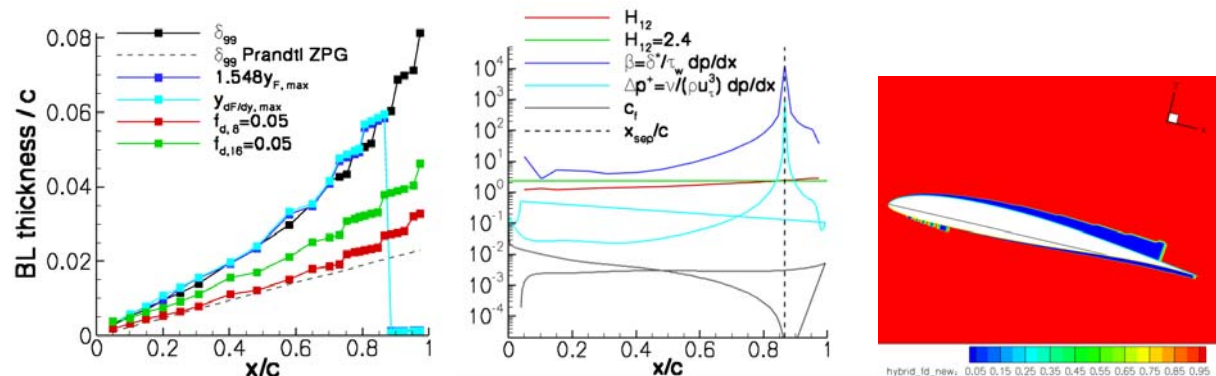
Zunächst wurde der DLR TAU Code dahingehend erweitert, dass für jeden Wandpunkt alle Feldpunkte längs eines approximativ wandnormalen Strahls im Bereich des prismatischen Grenzschichtnetzes und des darüberliegenden Tetraedernetzes verfügbar sind. Dies ermöglicht die Berechnung integraler Grenzschichtgrößen wie Verdrängungsdicke δ^* und Impulsverlust-dicke θ und die Auswertung von Geschwindigkeitsprofilen während der Strömungslösung.

Der RANS Modus soll bei anliegender Strömung durch Verwendung des RANS Längenmaßes gewährleistet werden, falls der Wandabstand eines Feldpunktes kleiner als die abgeschätzte Grenzschichtdicke ist. Die Grenzschichtdicke δ_{99} wird mit folgenden Verfahren abgeschätzt. Erstens wird δ_{99} längs jedes Strahls berechnet, wobei die Geschwindigkeit am Grenzschichtaußenrand mit der kompressiblen Bernoulligleichung abgeschätzt wird. Zweitens wird das Kriterium von Stock & Haase (1987) verwendet, das den Wandabstand $y_{\max}$ nutzt, an dem die Größe $\Xi = y \cdot dU/dy$ maximal wird. Dabei ist U die wandtangente Geschwindigkeit. Ein neues drittes Kriterium nutzt den Wandabstand am Ort minimaler Steigung von Ξ . Außerdem wurde auch die Übergangsfunktion f_d der DDES untersucht.

Zur Detektion von Strömungsablösung stellten sich der Formfaktor $H = \delta^*/\theta$ und der Druckgradientenparameter $\Delta p^+ = \nu / (\rho u_\tau^3) dp/dx$ als Erfolg versprechend heraus. Am Ablösepunkt gilt für das SA-Modell $H \approx 2.4 \pm 0.05$ bei Einzelprofilen und Diffusoren unabhängig von der Reynoldszahl und dem Anstell- bzw. Öffnungswinkel. Gestützt wird die Nutzung von H durch semi-theoretische und experimentelle Befunde sowie durch industrielle Designkriterien für Verdichterschaukeln, s. Castillo et al. (2004).

Stromab des Ablösepunktes wächst H weiter an. In der Umgebung des Ablösepunktes nimmt Δp^+ Werte größer als 10 an, während Δp^+ in anliegenden Grenzschichten auch bei großem Druckgradienten Werte kleiner als 0.05 annimmt. Als weiteres Kriterium für Strömungsablösung kann $y_{\max}$ nach Stock & Haase verwendet werden, da dessen Wert stromab des Ablösepunktes stark unter den Wert von δ_{99} abfällt. Bereiche, in denen Turbulenz durch Anregung generiert werden soll, werden durch die Kriterien $H > 2.4$ und $\Delta p^+ > 10$ detektiert.

Ergebnis: Das neue Verfahren erlaubt die Detektion von RANS und LES Bereichen einer DES gemäß den oben formulierten Anforderungen.



HGR01 Profil bei $Re=0.65\text{Mio}$, $Ma=0.07$, $\alpha=13^\circ$ mit SA-RANS bzw. SA-DES. Links: Die Grenzschichtdicke wird mit δ_{99} und $y_{\max}$ gut erkannt, aber von f_d deutlich unterschätzt. Die mittels f_d geschätzte Grenzschichtdicke verläuft nahe der Grenzschichtdicke ohne Druckgradient (zero pressure gradient, ZPG). Im Ablösebereich fällt $y_{\max}$ deutlich unter δ_{99} und kann somit Ablösung anzeigen. Mitte: In der Umgebung des Ablösepunktes gilt $H=2.4$ und $\Delta p^+ > 10$. Rechts: Bereiche anliegender Grenzschichten werden im RANS Modus (dunkler Farbton) und der Bereich abgelöster Strömung an der Hinterkante wird im LES Modus (hellerer Farbton) behandelt.

Literatur:

Stock und Haase (1987): Stock, H. W., Haase, W., The Determination of Turbulent Length Scales in Algebraic Turbulence Models for Attached and Slightly Separated Flows Using Navier-Stokes Methods. AIAA-87-1302, 1987.

Castillo et al. (2004): Castillo, L., Wang, X., George, W. K., Separation Criterion for Turbulent Boundary Layers Via Similarity Analysis. J. Fluids. Eng., **126**, 297-304, 2004.

Probst et al. (2010): Probst, A., Radespiel, R., Wolf, C., Knopp, T., Schwamborn, D., A Comparison of Detached-Eddy Simulation and Reynolds-Stress Modelling Applied to the Flow over a Backward-Facing Step and an Airfoil at Stall. AIAA-2010-920, 2010.

weiteres Vorgehen: Das Modell soll auf Mehrelementprofil und einen Hochauftriebsflügel angewendet und mit Verfahren zur Generierung künstlicher Turbulenz gekoppelt werden.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Normann Krimmelbein, Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution: DLR – Insitut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3611
e-mail: normann.
krimmelbein@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Industrialization of Automatic Transition Prediction for Three-Dimensional Configurations with the e^N -Method

Vortragsanmeldung für das 17. DGLR-Fach-Symposium der STAB vom 9.-10. Nov. 2010 in Berlin

Ausgangssituation:

For automatic transition prediction, the Navier–Stokes solver TAU is equipped with a transition prediction module^{1,2}. The module uses a hybrid approach to calculate the relevant data for transition prediction. Laminar boundary-layer data are either extracted from the Navier–Stokes solution directly or calculated using a boundary-layer method for swept, tapered wings.

The standard transition criterion used in the transition module is the so called e^N -method, which is based on the linear stability theory. For the efficient stability analysis of the laminar boundary layers and the calculation of the amplification rates for the integration of the N -factor a stability solver is used.

The transition module forms a coupled program system, consisting of an interface and analysis module implemented directly into the TAU code and two external programs (boundary-layer code and stability solver), see figure 1. Depending on the method to provide the laminar boundary layer data, the prediction method is applied along two different types of lines:

- inviscid streamlines derived from the boundary-layer edge velocities for the application of boundary-layer data from the Navier–Stokes solution.
- “line-in-flight” cuts for the application of the boundary-layer code.

Ziel:

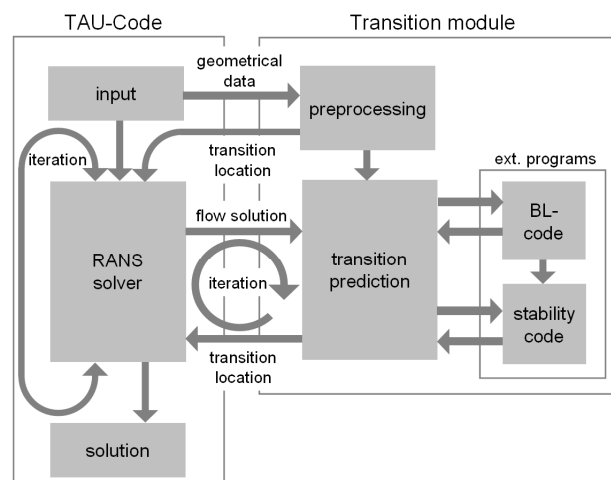


Fig. 1 Coupled program system. TAU with transition prediction module

In aerospace industry exists a general demand for a transition prediction method. An important requirement of such a method is an automatic and autonomous application to general 3D flows around complex configurations³. Also, the regular use of an automatic transition prediction functionality in an industrial environment reveals the need for robustness and user friendliness. Hence, the main target of the industrialization of the transition prediction module is to robustly, accurately and efficiently predict transition on all relevant aerodynamic surfaces of a general transport aircraft. Relevant aerodynamic surfaces are wing, tail planes and fuselage, but also nacelles.

Lösungsweg:

To account for certain geometry characteristics, a method has been developed to generate adapted transition lines. For this, a number of 'definition' points is prescribed, which serve as initial points for the line-in-flight cut calculation or as fixed transition points (Fig. 2). Different modes are available:

- Completely fixed points.
- Points that will be projected onto the connection line of the neighbour points if this connection line lies upstream of the point..
- Points, for which a line-in-flight cut will be calculate and for which the predicted transition location will be used.
- Points, for which a line-in-flight cut will be calculate and for which the predicted transition location will be used, if this location is upstream of the definition point.

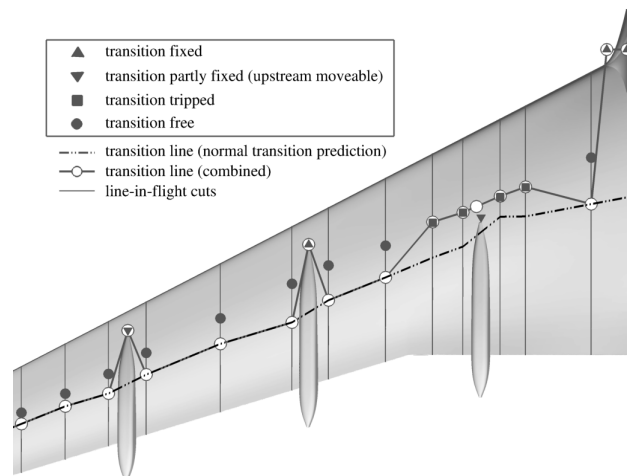


Fig. 2 Definition points for adapted transition line and predicted transition line for TS instabilities

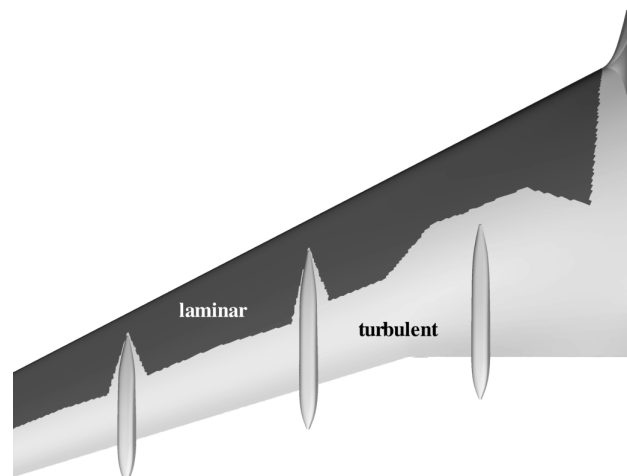


Fig. 3 Laminar and turbulent regions for adapted transition line

Ergebnis:

To give an understanding of this approach, the procedure is demonstrated for the transition prediction on the lower wing of a 3D transport aircraft at $Re = 3.0 \times 10^6$, $Ma = 0.78$, $\alpha = 1.3^\circ$. The geometry consists of a fuselage and a wing, which is equipped with flap track fairings. The effect of the different modes can be seen, if the transition prediction for this case considers only Tollmien-Schlichting instabilities (Fig. 2 and 3). This test shows the possibility to adapt the predicted transition line to account for example for turbulent wedges generated by defined obstacles on the surface or for turbulent flows generated at other parts of the geometry. Additionally, transition tripping as known from wind tunnel tests can also be accounted for.

Literatur:

- ¹ Krimmelbein, N., Radespiel, R.: *Transition prediction for three-dimensional flows using parallel computation*. Computers & Fluids 38, 2009, pp. 121–136
- ² Krumbein, A., Krimmelbein, N., and Schrauf, G.: *Automatic Transition Prediction in a Hybrid Flow Solver - Part 1: Methodology and Sensitivities*. Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 4, 2009, pp. 1176–1190.
- ³ Krumbein, A., Krimmelbein, N., and Schrauf, G.: *Automatic Transition Prediction in a Hybrid Flow Solver - Part 2: Practical Application*. Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 4, 2009, pp. 1191–1199.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Krumbein, Dipl.-Ing. Normann Krimmelbein

Institution: DLR – Insitut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/7092557
e-mail: andreas.krumbein@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Automatic Transition Prediction for Unsteady Airfoil Flows Using the e^N -Method

Vortragsanmeldung für das 17. DGLR-Fach-Symposium der STAB vom 9.-10. Nov. 2010 in Berlin

Ausgangssituation:

The DLR TAU code has a general transition prediction functionality which can be applied to complex three-dimensional aircraft configurations. The transition module carries out the transition prediction and can be used together with a laminar boundary-layer method for the calculation of highly accurate laminar boundary-layer data. Alternatively, the boundary-layer data can be directly extracted from the RANS solution. A fully automated, local linear stability code analyzes the laminar boundary layer and applies the e^N -method for the determination of the transition points, Figure 1.

The transition prediction functionality has been applied to and its accuracy and reliability have been shown for many steady flow cases. By now, it is intensively used in aerospace industry, for example for wing design.

Ziel:

As the transition prediction in unsteady flows becomes more and more important, the TAU transition prediction functionality must be investigated with regard to its applicability, its performance and its prediction accuracy in time-accurate computations. One research area that has attained special importance in this respect

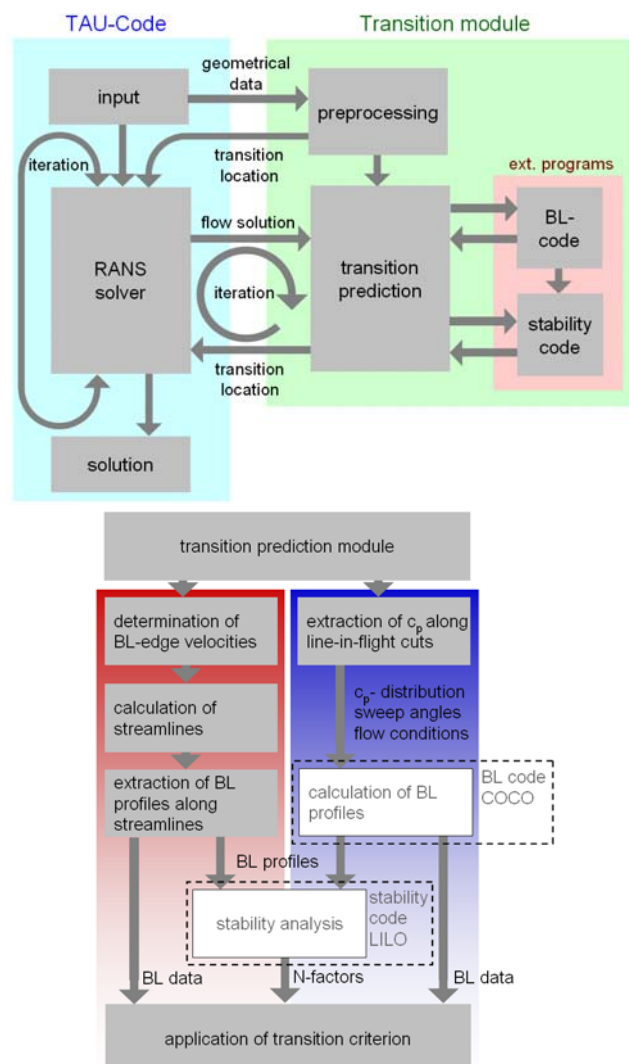


Fig. 1 Coupling and structure of the transition prediction module

is the prediction of dynamic stall at the airfoils of helicopter rotors. In order to obtain correct simulation results for oscillating airfoils undergoing dynamic stall the consideration of accurately predicted transition locations during the simulation is crucial.

To assess the transition prediction capabilities of the TAU transition module for this type of flow is the goal of this work.

Lösungsweg:

The transition prediction functionality of the TAU code has been applied to a number of airfoil flows undergoing a pitch oscillation. The standard e^N -approach using either application mode was applied in a quasi-steady manner. Additionally, an e^N -based transition prediction approach for flow problems exhibiting unsteady flow¹⁻³ was implemented into the TAU code⁴. The new method was applied to the same test cases.

Ergebnis:

The results from all transition prediction approaches are presented, compared to each other and, partially, compared to experimental data. In Figure 2, it is shown that for the pitching AS-B airfoil with $M_\infty = 0.15$, $Re_\infty = 2.0 \text{ mio.}$, $T_\infty = 293 \text{ K}$, $\alpha(t) = 7.0^\circ + \Delta\alpha \sin(\omega t)$, the reduced frequency $\omega^* = \omega c_{ref}/U_\infty = 0.122$, $c_{ref} = c = 1 \text{ m}$ and $U_\infty = 51.5 \text{ m/s}$ the three different approaches yield very similar results with insignificant differences in lift, drag as well as the transition locations. More results for different parameter settings and different configurations are presented in the corresponding presentation and paper.

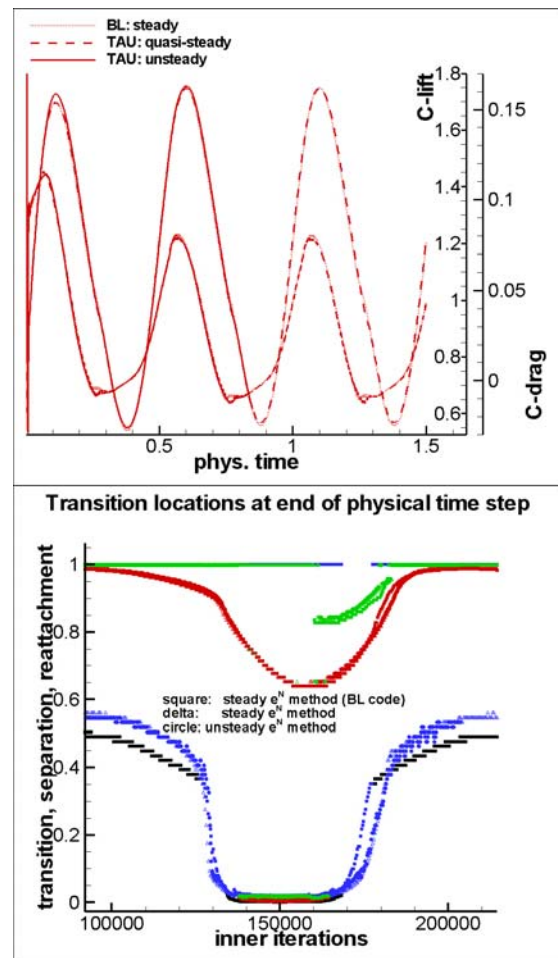


Fig. 2 Lift and drag over time (above) and transition, separation and reattachment locations (below) for an oscillating subsonic airfoil flow

Literatur:

¹Windte, J., Radespiel, R., Scholz, U., Eisfeld, B., "RANS Simulation of the Transitional Flow Around Airfoils at Low Reynolds Numbers for Steady and Unsteady Onset Conditions", *Proceedings of Specialists Meeting on Enhancement of NATO Military Flight Vehicle Performance by Management of Interacting Boundary Layer Transition and Separation*, Prague, Czech Republic, Research and Technology Agency – Applied Vehicle Technology, Neuilly-sur-Seine, France, RTO-AVT-111-P-03, 2004.

²Radespiel, R., Windte, J., Scholz, U., "Numerical and Experimental Flow Analysis of Moving Airfoils with Laminar Separation Bubbles", *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 6, 2007, pp. 1346-1356.

³Windte, J., Radespiel, R., "Propulsive Efficiency of a Moving Airfoil at Transitional Low Reynolds Numbers", *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 9, 2008, pp. 2156-2177.

⁴Hack, P., "N-Faktor-basierte Transitionsvorhersage für instationäre Strömungen", Diplomarbeit, Technische Universität München, Lehrstuhl für Aerodynamik, 2009.

Datum: 17. Juni 2010

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. Markus Lambert, Dr. Mariafrancesca Valentino

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: +49 551 7092617

Telefax: +49 551 7092416

e-mail: Markus.Lambert@dlr.de
Mariafrancesca.Valentino@dlr.de

weitere Partner: -

Thema: **Comparison of LES and U-RANS Computations in Mixed Convection Flows with Radiation Heat Transfer modelled via DTRM**

Ausgangssituation:

In [1] an efficient parallel Discrete Transfer Radiation Method (DTRM) for the simulation of surface to surface radiation heat transfer was coupled with the DLR THETA code, an unstructured incompressible Navier-Stokes-Solver developed by the German Aerospace Center (DLR), which supports convective heat transport, very large grids, high complex geometries and massive parallel computations. Comparing the numerical results of the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (U-RANS) (k - ω -turbulence model [2] with universal wall functions [3] and the standard buoyancy modification[4]) computations and the measurements significant differences in the presented test-case were found. A possible cause was identified in the typical deficiency of RANS models to the properly highly unsteady phenomena. To figure it out simulations using the LES-WALE model were carried out and will be showed in the present work.

Ziel:

The aim of the present work is to compare the numerical results of unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) computations and LES computations for incompressible thermal driven flows respectively. The comparison is based on computations on the same grid. Both methods are coupled with the DTRM mentioned above for the simulation of the surface to surface radiation heat transfer, since radiation heat transfer is an essential part of the total flow system in thermal driven flows and has to be taken into account for accurate flow predictions. Better results compared with the measurements are expected because the LES-WALE should improve the modelling of unsteady flows.

Lösungsweg:

A Wall-Adapting Local Eddy-viscosity (WALE) model to perform Large Eddy Simulations (LES) was implemented into the DLR THETA code. The WALE sub-grid-scale model (Nicoud & Ducros [5]) is an eddy-viscosity model based on the square of the velocity gradient tensor and accounts for the effects of both the strain and the rotation rate of the smallest resolved turbulent fluctuations to obtain the local eddy-viscosity. This model is coupled with the implemented DTRM in the THETA code. THE DTRM is implemented in an efficient way such that the memory and CPU-time requirements of the radiation computations do not exceed that of the Navier-Stokes-Solver itself. The radiation module is well parallelized and embedded in the parallelization concept of the DLR THETA code, which is based on a domain decomposition approach.

Ergebnis:

In this study the mixed convection flow in an closed room of measure 3m x 4m x 5m with a small outflow of 10 cm x 10 cm located under the top of the room at the eastern wall and an air supply over almost the complete length of the wall over the bottom of the western wall was simulated. In the middle of the room a cylinder is placed with a height 75cm and a diameter of 30 cm, which is heated from inside with 100 Watt. At the inflow the supply air flow rate was set to 300 m³/h. The computations were done on the same 5 Million point grid. Figures 1-2 show the results of the velocity distribution with U-RANS (left) and LES-WALE (right) both in a first calculation without radiation. One can see that the plume over the cylinder has lower velocity in the LES-WALE case due to the better turbulent mixing. This is still to high compared with the measurements but shows the right tendency. However a better modeling of the turbulent processes alone does not solve the problem since it is impossible to get accurate flow predictions without taking into account the radiation heat transfer as it is shown in Lambert et al. [1].

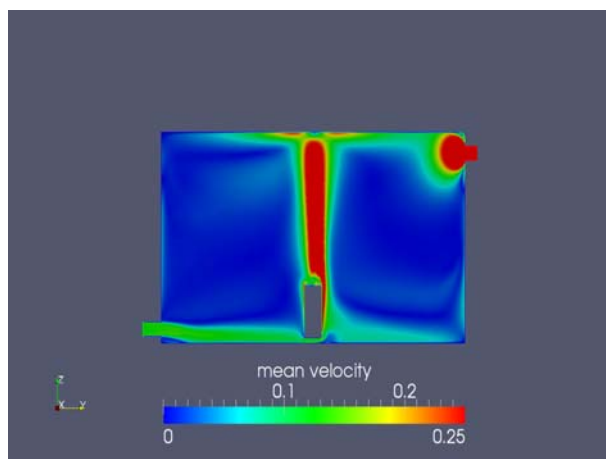


Fig. 1: averaged mean velocity URANS

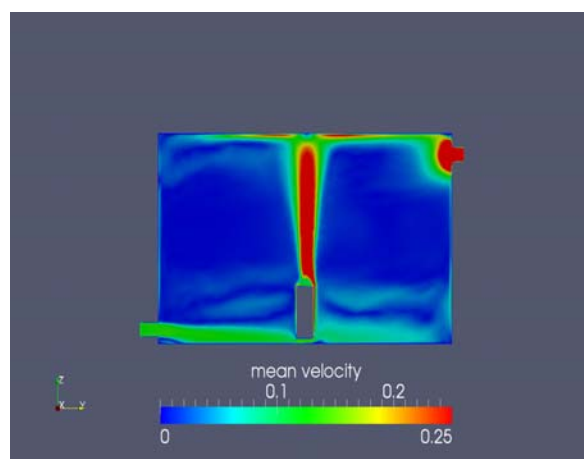


Fig. 2: averaged mean velocity WALE

Literatur:

- [1] Lambert, Markus and Kessler, Roland (2008) *Radiation Heat Transfer in Mixed Convection Flows*. To appear in: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Vol. 112. Springer-Verlag 2010
- [2] D. C. Wilcox *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries, Inc. (November 2006)
- [3] T. Knopp *Model-consistent universal wall-functions for RANS turbulence modelling*. Proceedings Intern. Conf. BAIL 2006, Göttingen, July 2006
- [4] W. Rodi *Turbulence models and their application in hydraulics - a state of the art review*. International Association for Hydraulic Research, Delft, 3rd edition 1993, Balkema
- [5] Nicoud, F. & Ducros, F. *Sub-grid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor*. Flow, Turb. Combust. 62, 183-200. 1999

weiteres Vorgehen:

A more detailed validation via comparison with measurements have to be done. Other LES methods like the Smagorinsky LES model or hybrid RANS-LES computations would be of interest. Especially if we remark that the computational time is ten times higher in the LES - WALE than in the U-RANS computations.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stefan Langer

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
 38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953615
Telefax: 0531/2952914
e-mail :

stefan.langer@dlr.de

Thema: Punkt- und linien-implizite Verfahren zur Steigerung der
 Robustheit und der Effizienz des DLR TAU-Codes

Ausgangssituation:

Explizite Euler und Navier-Stokes Löser beschleunigt durch lokale Zeitschritt- und Mehrgitterverfahren finden breite Anwendungen, da sie leicht zu implementieren und parallelisieren sind. In industriell relevanten Anwendungsfällen, d.h. die Anzahl der Netzknoten ist üblicherweise $> 10^7$ und die Reynoldszahl $> 10^6$, ist häufig ein signifikanter Effizienz- und Robustheitsverlust expliziter Verfahren zu beobachten. Ein wesentlicher Grund hierfür sind die stark gedehnten Zellen im Grenzschichtbereich. Insbesondere führen diese zu einer Restriktion des Zeitschritts, so dass die Konvergenzraten expliziter Verfahren sich deutlich verschlechtern und häufig eine sehr große Anzahl an Iterationen notwendig ist, um akzeptable Approximationen an Lösungen der diskretisierten RANS-Gleichungen zu erhalten.

Ziel:

In die bestehenden expliziten Runge-Kutta Verfahren sollen Vorkonditionierungstechniken integriert werden, die zu einer signifikanten Beschleunigung dieser Verfahren führen. Insbesondere sollen hierbei Techniken entwickelt werden, die eine besondere Behandlung der stark gedehnten Zellen im Grenzschichtbereich berücksichtigt, um die Limitierung des expliziten lokalen Zeitschritts aufzuheben. Darüberhinaus sollen die entwickelten Techniken nicht zu speicherintensiv sein, um keine Einschränkungen an vorgegebene Problemgrößen nach sich zu ziehen.

Lösungsweg:

Ausgehend von allgemeinen Butcher-Tableaus werden punkt- und linien-implizite Verfahren motiviert und hergeleitet. Diese Verfahren lassen sich als Vorkonditionierungstechniken für explizite Runge-Kutta Verfahren interpretieren [1, 2] und können daher leicht in bestehende Algorithmen hinzugefügt werden. Insbesondere lässt sich zeigen, dass sich die traditionellen expliziten Runge-Kutta Verfahren beschleunigt durch einen lokalen Zeitschritt als punkt-implizite Verfahren interpretieren lassen. Dieses Resultat dient als Grundlage dafür, dass die punkt- und linien-impliziten Verfahren zumindest theoretisch keine Restriktion an die CFL-Zahl haben.

Der zusätzliche Speicheraufwand punkt-impliziter Verfahren beschränkt sich auf das punktweise Speichern von (Flussvariablen x Flussvariablen) Matrizen, bei linien-impliziten Verfahren auf entsprechende Block-Tridiagonalmatrizen.

Zur Implementierung eines linien-impliziten Verfahrens ist darüber hinaus die Kenntnis geeigneter Linien im Grenzschichtbereich notwendig. In unstrukturierten Gittern sind diese Linien nicht kanonisch gegeben. Daher wird noch ein Liniensuchalgorithmus basierend auf einem gewichteten Graphenalgorithmus vorgestellt, der genau Linien in anisotropen Bereichen eines unstrukturierten Gitters findet [3].

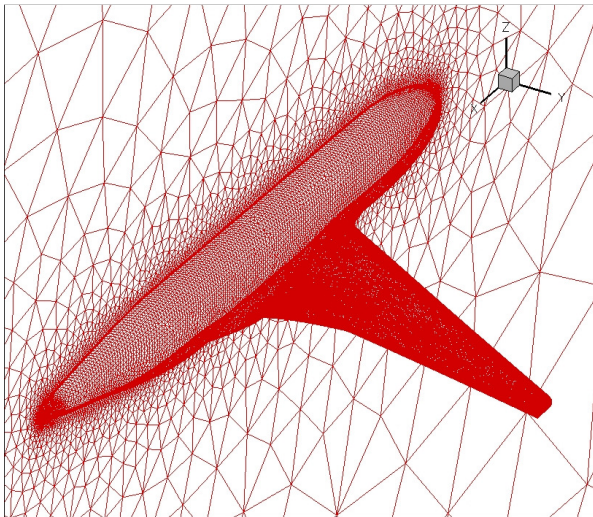


Bild 1: Wing-Body Konfiguration eines HIRETT Testcase

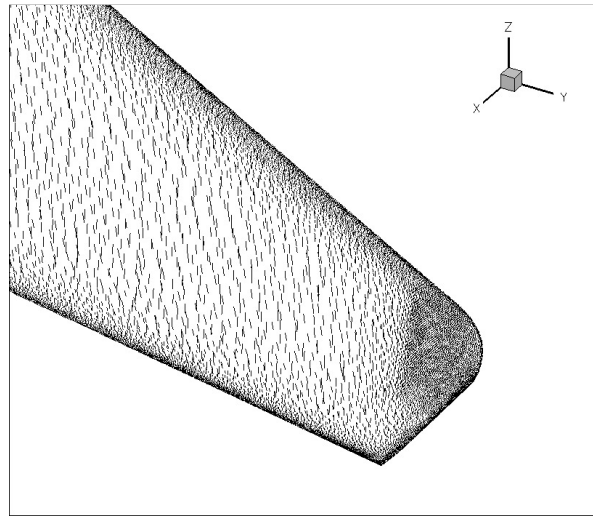


Bild 2: Vom gefundene und im linien-impliziten Verfahren verwendete Linien an der Spitze des Tragflügels

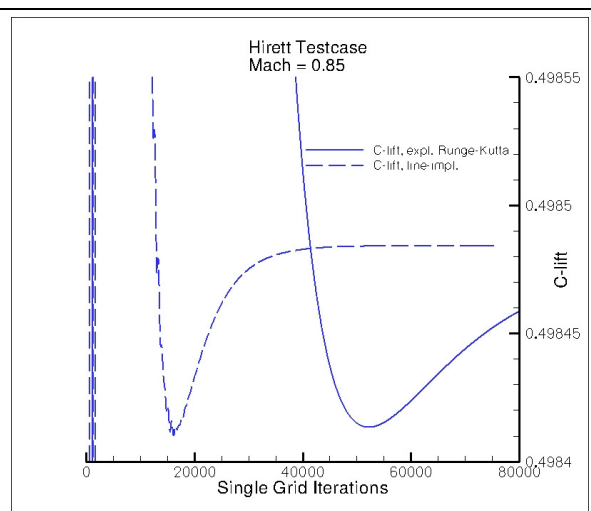
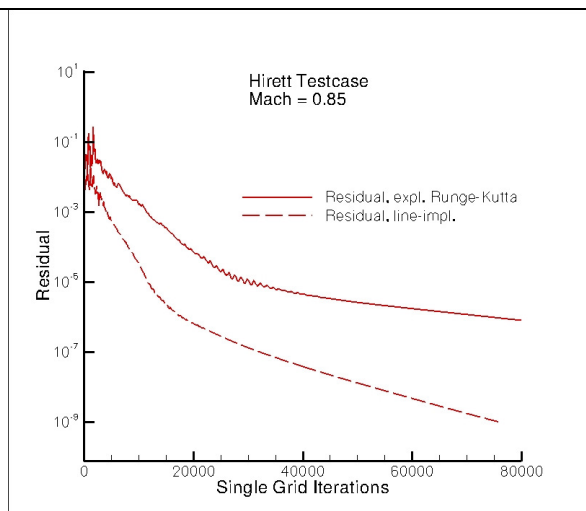


Bild 3: Vergleich von Residuum und C-Lift für ein explizites Runge-Kutta Verfahren mit lokaler Zeitschrittweite und einem linien-impliziten vorkonditionierten Runge-Kutta Verfahren, HIRETT Testcase, $Ma = 0.85$, $Re = 32.5e6$, $AoA = 1.565$, turbulent (SAO), No. of points 2953483

Weiteres Vorgehen:

Die Effizienz des Verfahrens soll an weiteren industriell relevanten Testfällen überprüft werden und eine Verallgemeinerung des Verfahrens für Mehrgleichungsturbulenzmodelle implementiert werden. Desweiteren soll ein Mehrgitterverfahren entwickelt werden, welches insbesondere die Glättungseigenschaften des Vorkonditionierers entlang von Linien auf den verschiedenen Gitterebenen berücksichtigt.

Literatur:

- [1] Pierce & Giles: "Preconditioning on Stretched Meshes", Oxford University Computing Laboratory, Report no. 95/10, 1995
- [2] Mavriplis: "Multigrid Strategies for Viscous Flow Solvers on Anisotropic Unstructured Meshes", Journal of Computational Physics 145, 141-165, 1998
- [3] Mavriplis: "Directional Agglomeration Multigrid Techniques for High-Reynolds Number Viscous Flows", NASA/CR-1998-206911, ICASE Report No. 98-7

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Methoden/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ekrem Mazlum, Axel Probst, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: +49 531 391-2978
e-mail: e.mazlum@tu-bs.de

Thema:

Netzinduzierte Unsicherheiten in hybriden Netzen und Adaption von strukturierten Schichten in hybriden Netzen durch lokale Hexaederverfeinerung

Ausgangssituation:

In der numerischen Simulation von Flugzeugumströmungen stellen Diskretisierungsfehler einen wesentlichen Unsicherheitsfaktor dar. Sowohl Vereinfachungen in der Geometriebeschreibung, als auch ungeeignete numerische Rechnernetze beeinträchtigen die Vorhersage integraler Beiwerte [1]. Zur Reduktion netzinduzierter Fehler ist eine nachträgliche lösungsabhängige Adaption Stand der Technik. Bei hybriden Netzen beschränken sich die Adaptionsverfahren häufig nur auf unstrukturierte Netzbereiche, da die Handhabung eines lokal adaptierten Hexaedernetzes infolge hängender Beziehungen mit zusätzlichem Aufwand und Unsicherheiten seitens des Strömungslösers verbunden ist. Aus diesem Grund werden strukturiert vernetzte Bereiche in der Regel von der Adaption ausgeschlossen.

Ziel:

Ziel der Arbeiten ist die Entwicklung und Implementierung eines Adaptionsverfahrens für DLR-TAU-Code, welches aus Hexaedern bestehende strukturierte Schichten ohne Einschränkungen lokal verfeinern kann. Der bisherige Kenntnisstand ergibt, dass strukturierte Netze bei gleicher Punktzahl, auch im Hinblick auf gekoppelte LES/RANS-Verfahren, genauere Ergebnisse ermöglichen. Deshalb verspricht eine gezielte Verfeinerung der strukturierten Schicht eine bessere Handhabung und Reduktion netzinduzierter Unsicherheiten.

Lösungsweg:

Es wurde ein Verfahren entwickelt, welches aus Hexaedern bestehende strukturierte Schichten eines hybriden TAU-Rechnernetzes lokal verfeinert. Diese Verfeinerung erfolgt durch das lokale Zerlegen der Eltern-Hexaeder in Kind-Hexaeder, wobei eine Zerlegung in jeweils zwei, vier oder acht Kind-Hexaeder möglich ist. Als Basispunkte der Kinder dienen neben der bestehenden Eckpunkten, die Volumen-, Flächen- und Kantenmittelpunkte der Eltern welche als hängende Knoten neu eingeführt werden. Durch diese Art der Zerlegung werden hängende Beziehungen eingeführt, welche durch eine geeignete Zerlegung der Anschlusselemente abgebaut werden müssen, um ein TAU-konformes Netz zu erhalten. Die Position der hängenden Knoten wird durch eine bikubische Splineinterpolation bei 2D-Netzen bzw. eine trikubische Interpolation bei 3D-Netzen bestimmt. Dadurch werden die Krümmungen im Netz berücksichtigt, was ein glatt verfeinertes Netz gewährleistet.

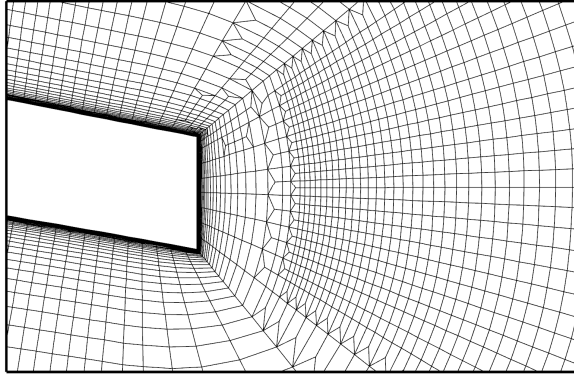
Ergebnis:

In Abbildung 1a) ist der strukturierte Nachlaufblock eines mehrmals lokal verfeinerten O-Netzes des NLF(0)416-Profiles [2] abgebildet. Abbildung 1b) zeigt das Ergebnis der Verfeinerung anhand von Polaren. Sie werden mit der Polaren einer Referenz C-Netz-Lösung verglichen. Gegenüber dem unverfeinerten Ausgangsnetz „o-grid, 2x“ konnte der Fehler im Auftriebsbeiwert von 1,30 zu 0,30 LC und der Fehler im Widerstandsbeiwert von 10,90 DC zu 1,40 DC verringert werden. Dabei wurde die Netzpunktzahl lediglich um ca. 19% erhöht. Eine Verbesserung des Ergebnisses dieses Ausmaßes kann selbst mit einer globalen Netzverfei-

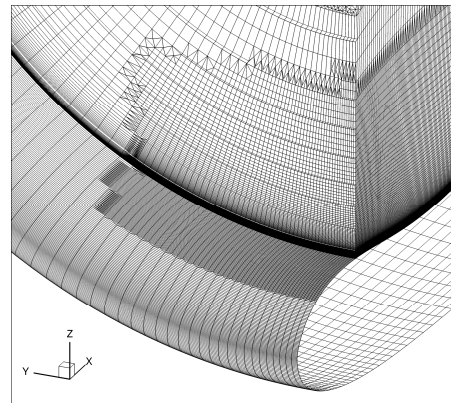
Datum: 30.06.2010

STAB

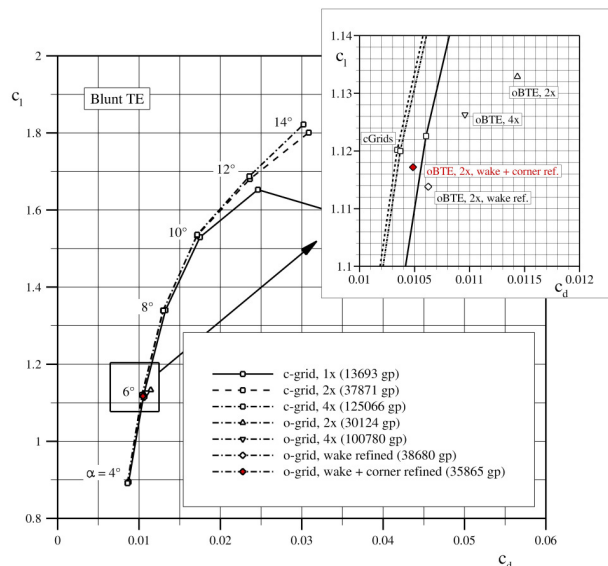
nerung in beide Koordinatenrichtungen (o-grid, 4x: Punktzahlerhöhung um ca. 345%) nicht erreicht werden. Abbildung 1c) demonstriert die exemplarische Anwendung des Verfahrens auf 3D-Netze am Beispiel eines hybrid vernetzten Triebwerkseinlaufs. Wie in der Druckverteilung in Abbildung 1d) ersichtlich, sind die Einflüsse der Netzauflösung in der vorliegenden RANS-Rechnung vernachlässigbar klein. Für die am ISM geplanten Detached Eddy Simulationen dieser Strömung wird durch die gezielte Verfeinerung des erwarteten Ablösegebietes jedoch eine wesentlich verbesserte Auflösung der turbulenten Strukturen erwartet.



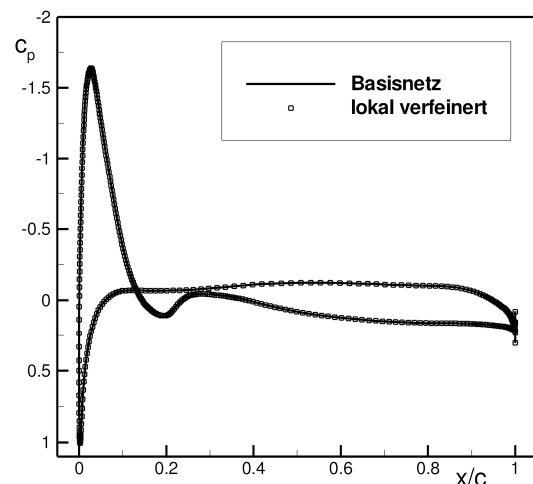
a) Topologie des 2D-Netzes um die Hinterkante des NLF(0)416-Profiles mit lokal verfeinerten Hexaedern



c) Schnitt durch ein hybrides 3D-Netz einer Triebwerksgondel mit lokal verfeinerten Hexaedern



b) Polaren der 2D-Rechnungen bei unterschiedlichen Netztopologien und Netzfeinheiten



d) Druckverteilungen am Mittelschnitt der Triebwerksgondel

Abbildung 1: Anwendung der lokalen Hexaederverfeinerung auf 2D- (a) und b)) und 3D-Netze (c))

Literatur:

- [1] Probst, A.; Mazlum, E.; Radespiel, R.: „Investigation of computational uncertainties of airfoil flow phenomena close to trailing edges“, RTO-Symp. on: Computational Uncertainty in Military Vehicle Design, RTO-MP-AVT-147, Athens, 2007.
- [2] Somers, D. M.: „Design and Experimental Results for a Natural-Laminar-Flow Airfoil for General Aviation Applications“, NASA Technical Paper 1861, Langley Reserch Center, Hampton, Virginia, 1981.

Weiteres Vorgehen:

Weitere Ziele des Projektes sind die Verbesserung des Verfeinerungstools im Hinblick auf eine Erhöhung der Laufzeitgeschwindigkeit, sowie die Optimierung und Erweiterung der Verfeinerungsalgorithmen. Zur weiteren Beschleunigung des Verfeinerungsprozesses ist die Parallelisierung des Verfahrens notwendig. Ferner soll die Interpolation der Ausgangslösung auf das verfeinerte Netz ermöglicht werden.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation/Optimierung

Ansprechpartner: Dr. Anil Nemili, M.Sc. Emre Özkaya, Prof. Dr. Nicolas R. Gauger

Institution: Humboldt-Universität zu Berlin (HU Berlin)

Adresse:	Unter den Linden 6 10099 Berlin	Telefon:	030 2093 5833
		e-mail:	ozkaya@math.hu-berlin.de

Weitere Partner: Dipl.-Ing. Angelo Carnarius, Prof. Dr. Frank Thiele (TU Berlin)

Thema: Development and Application of a Discrete Adjoint Approach for Unsteady Flow Control

Ausgangssituation:

Blow and suction type of active flow control gives the possibility to optimize systems, in which flow fields can be influenced in an optimal way to achieve some desired goals. For example, the separation bubble around an airfoil in a high-lift configuration can be reduced by applying blow and suction control on the airfoil surface, which increases the lift coefficient significantly. This type of control can be typically realized by pulsed actuation, in which the control parameters are amplitude, frequency and position of the actuation in one or more locations. The optimal set of control parameters can be efficiently found by applying gradient-based numerical optimization techniques.

In general, the evaluation of sensitivity gradients using finite differences is computationally very expensive and inaccurate. Alternatively, one can use more sophisticated techniques like discrete adjoint approaches. However, the development of discrete adjoint methods for unsteady flow control problems is in general a challenging task due to their prohibitive memory and CPU requirements. For example, for a flow simulation with N time steps, the evaluation of sensitivities requires the storage of the entire flow history as one needs to solve the adjoint equations in reverse time, starting from the final solution at time step N . Obviously, for many engineering simulations, which require large N , the computation of sensitivities is infeasible, both from storage and computational points of view. However, many ideas have been proposed [1] to reduce the storage and CPU requirements.

Ziel:

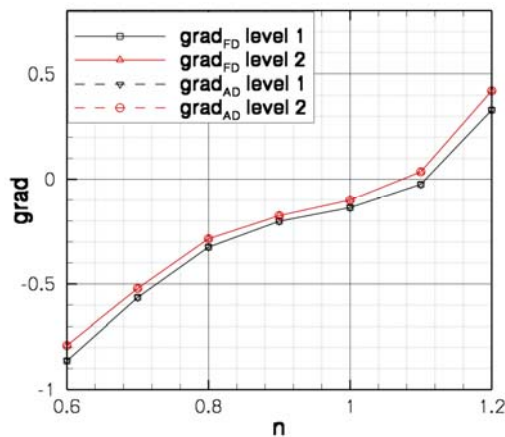
The main goal of the present work is the development and application of an efficient discrete adjoint solver for unsteady, viscous, incompressible flow control problems.

Lösungsweg:

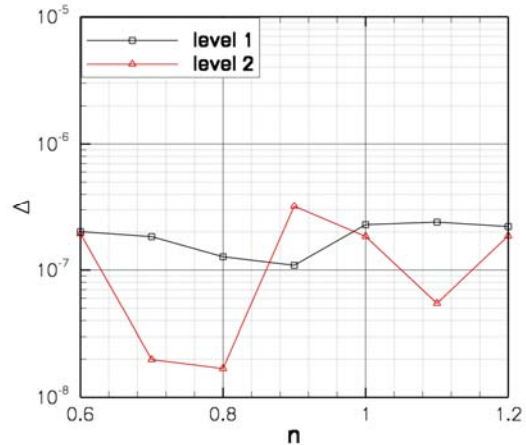
In the present work, the unsteady incompressible RANS calculations are performed by using a fully implicit, pressure based finite volume method, realized in the flow solver ELAN from TU Berlin [2]. The discrete adjoint solver is developed by employing automatic differentiation of the flow solver in reverse mode. The binomial checkpointing algorithm known as *revolve* [3] is combined with the adjoint solver for optimal reduction in memory requirements.

Ergebnis:

As an initial step towards the development of the unsteady adjoint solver, we first developed the steady adjoint solver [4] and applied it to the flow around a rotating cylinder with $Re = 5000$. The optimisation problem chosen is to minimize the drag by finding the optimal rotational speed of the cylinder, which is the control parameter. The numerical simulations are performed on two grid levels, 12640 and 24864 control volumes respectively. Figure 1(a) shows, that the drag sensitivities based on discrete adjoints (AD) match perfectly with finite differences (FD) for both grid levels. The deviations in the sensitivities obtained with FD and AD are significantly small and is of the order of 10^{-7} .



(a) Comparison of gradients



(b) Differences of gradients

Figure 1. Grid consistency study of the sensitivities based on discrete adjoints (AD) and finite differences (FD).

Literatur:

1. M. Gunzburger. Adjoint equation based methods for control problems in incompressible, viscous flows. *Flow, Turbulence and Combustion* 65: 249–272, 2000.
2. L. Xue. Entwicklung eines effizienten parallelen Lösungsalgorithmus zur dreidimensionalen simulation komplexer turbulenter strömungen. Ph.D. thesis, Institute of Fluid Mechanics and Engineering Acoustics, Technical University of Berlin, 1998.
3. A. Griewank and A. Walther. Algorithm 799: Revolve: an implementation of checkpointing for the reverse or adjoint mode of computational differentiation. *ACM Trans. Math. Softw.*, 26(1):19–45, 2000.
4. A. Carnarius, F. Thiele, E. Özkaya, N.R. Gauger. Adjoint approaches for optimal flow control. AIAA 5th Flow Control Conference, Chicago, June 28th - July 1st, 2010.

Weiteres Vorgehen:

The binomial checkpointing algorithm is augmented with the adjoint solver for optimal reduction in memory requirements. Finally, we want to apply the discrete adjoint method to optimal control of unsteady flows around high-lift configurations.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Axel Probst¹, Sonja Schulze², Rolf Radespiel¹, Christian J. Kähler²

Institution: ¹Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

²Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, UniBW München

Adresse: ¹Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2975
e-mail: axel.probst@tu-bs.de

Weitere Partner: Forschergruppe FOR1066 der Deutschen Forschungsgemeinschaft

Thema: Numerische Simulation eines überziehenden Triebwerkseinlaufs mit hochwertiger physikalischer Modellierung im Vergleich zu Validierungsexperimenten

Ausgangssituation:

Strömungsablösungen in Triebwerkseinläufen können den sicheren Betrieb der nachfolgenden Verdichterstufen beeinträchtigen und erfordern daher möglichst genaue Vorhersagen im Entwurfsprozess. Aus Kostengründen gewinnt hierbei die numerische Strömungssimulation zunehmend an Bedeutung. Die Simulation von Einlaufablösungen stellt jedoch hohe Anforderungen an die Modellierung der Transition laminar-turbulent und der Turbulenz, die durch hochwertige experimentelle Messdaten validiert werden muss.

Ziel:

Aufbauend auf den Untersuchungen in [1] zielen die Arbeiten im Rahmen der DFG-Forschergruppe FOR1066 auf die Erweiterung einer auf Reynolds-Spannungsmodellen basierenden Simulationsmethodik für die instationären Strömungsphänomene in überziehenden Triebwerkseinläufen und deren Erprobung an einem hierfür entworfenen Validierungsexperiment. Damit soll die Voraussetzung geschaffen werden, die bei hohen Anstellwinkeln oder Windböen auftretenden Einlaufablösungen unter Berücksichtigung der Transition zuverlässig vorherzusagen, um realistische Störverteilungen in der Anströmung für mittelfristig geplante, gekoppelte Simulationen der Außen- und Innenströmung von Triebwerken zu gewährleisten.

Lösungsweg:

Die bereits in [1] verwendete URANS-Methodik auf der Grundlage des Low-Re ϵ^h -RSM [2] im DLR-TAU-Code wird um wesentliche, physikalisch motivierte Modellierungsaspekte hinsichtlich der Transition laminar-turbulent erweitert, um die in [1] gefundenen Sensitivitäten der bisherigen Methodik zu minimieren. Hierfür wird die im Rahmen der e^N -Methode im TAU-Code verwendete Stabilitätsanalyse der laminaren Grenzschichten zur Berechnung von realistischen Verteilungen der turbulenten Modellgrößen (Reynolds-Spannungen und Dissipationsrate) am Ende der linearen Transitionsphase genutzt, die über geeignete Quellterme als lokale Vorgabe am Transitionsort für das Turbulenzmodell in die URANS-Rechnung eingespeist werden.

Primärer Validierungsfall ist die in [3] entworfene Durchflussgondel, die die Grenzschichtbelastung und das Überziehverhalten einer angetriebenen Gondel im Langsamflug nachbildet, ohne den erheblichen Mehraufwand eines Antriebssystems in Kauf nehmen zu müssen. Experimente mit einem jüngst fertig gestellten, optimierten Windkanalmodell (Bild 1, links) im AWM (Atmosphärischer Windkanal München) bei $Re = 1,3$ Mio. beinhalten u.a. statische und instationäre Druckmessungen, Anstrichbilder, PSP- (pressure-sensitive paint) sowie verschiedene PIV- (particle image velocimetry) Verfahren und bilden zusammen mit früheren Messungen [1] einen umfangreichen, konsolidierten Datensatz für die Validierung der numerischen Simulationen.

Datum: 29.06.2010

STAB

Ergebnis:

Gegenüber den früheren Arbeiten [1] ermöglicht die neue Modellierung ein konsistentes transitionelles Verhalten des ε^h -RSM bei parallelisierter Simulation der 3D-Gondelströmung (vgl. Bild 1, mitte und rechts). Die Simulationsergebnisse zeigen bis in den Bereich moderater Strömungsablösungen im Vergleich mit anderen Turbulenzmodellen gute Übereinstimmung mit den Messungen, die sich in einer vergleichbaren, Eulenaugen-förmigen Strömungstopologie im Einlauf und weitgehend übereinstimmenden Druckverteilungen im 180°-Schnitt widerspiegelt (vgl. Bild 2). Bei noch höheren Anstellwinkeln tendieren die Simulationen jedoch zu einer überbewerteten Ablösung, bei der möglicherweise auch Unsicherheiten bei der Nachbildung des experimentellen Transitionstrippings eine Rolle spielen. Die schon mit dem alten Windkanalmodell in [1] beobachteten Ablagen in der Saugspitze (vgl. Bild 2, rechts) werden durch gezielte Studien z.B. zu den Kanaleinflüssen weiter erforscht.

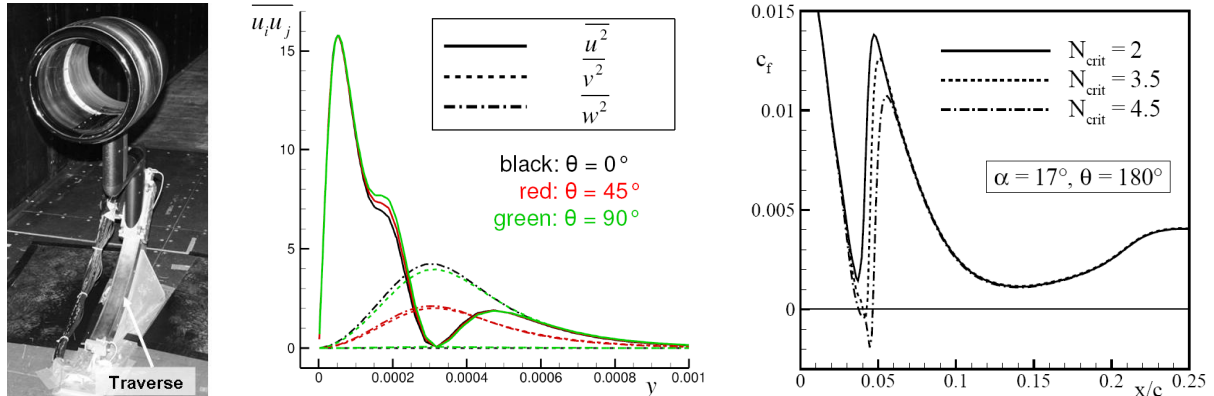


Bild 1 Links: Windkanalmodell der Gondel.

Mitte: Vorgegebene Reynolds-Stressverteilungen am Transitionsort (Θ : Umfangswinkel).

Rechts: Mit neuer Transitionsmodellierung berechnete Wandschubspannungen im Einlauf.

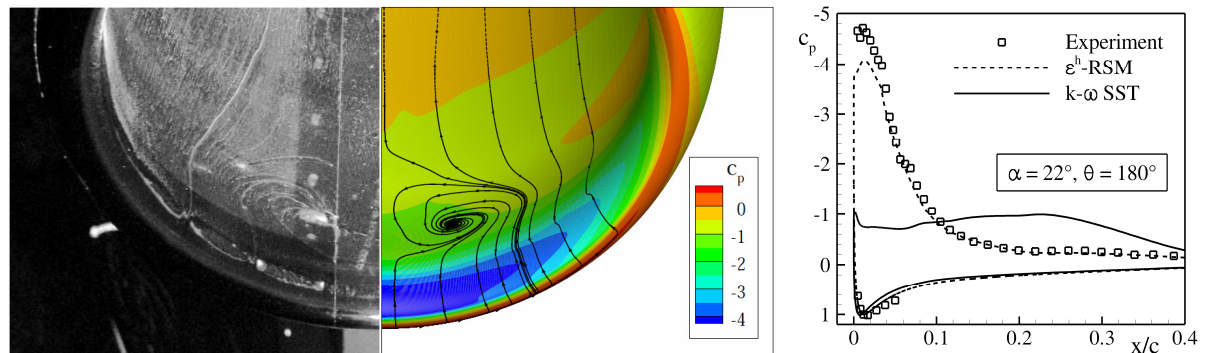


Bild 2 Links: Strömungstopologie im Einlauf bei $\alpha = 23^\circ$ aus Experiment und Simulation, ε^h -RSM.

Rechts: Druckverteilungen im 180°-Schnitt der Gondel bei $\alpha = 22^\circ$.

Literatur:

- [1] Probst, A., Schulze, S., Radespiel, R., Kähler, C.J.: *Numerical and Experimental Investigation of a Stalling Flow-Through Nacelle*. 16th DGLR Symp. of STAB, Aachen, Germany, 3-4 Nov. 2008. Erscheint in: Notes on Num. Fluid Mech. and Multidisc. Design.
- [2] Probst, A., Radespiel, R.: *Implementation and Extension of a Near-Wall Reynolds-Stress Model for Application to Aerodynamic Flows on Unstructured Meshes*. AIAA-2008-770.
- [3] Schulze, S., Kähler, C.J., Radespiel, R.: *On the comparison of stalling flow-through nacelles and powered inlets at take-off conditions*. Proceedings 1st CEAS Conference, Berlin, 10-13 Sept. 2007.

Weiteres Vorgehen:

Die Dynamik der Einlaufablösung in der Simulation wird anhand neuer, instationärer Messdaten validiert. Zudem soll die Simulationsmethodik um die Detached-Eddy-Simulation für die großskaligen Ablösestrukturen erweitert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner:

Julius Reiss / Jörn Sesterhenn

Institution:

Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (TUB)
FG Numerische Fluidodynamik, TU Berlin

Adresse:

Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin

Telefon:

+49 (0) 30 314 - 21140

Telefax:**e-mail:**

reiss@tnt.tu-berlin.de

weitere Partner:**Thema:**

Erhaltende, schief-symmetrische Diskretisierung der kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation:

Viele technisch wichtige Strömungen werden bestimmt durch das Nebeneinander von Verdichtungsstößen und akustischen Moden (Schall). Diese beiden Erscheinungen unterscheiden sich nicht nur durch sehr verschiedene Amplituden, sondern werden auch von unterschiedlichen Phänomenen dominiert. Während Schall sich in einem großen Wellenlängenbereich praktisch ungedämpft ausbreitet, ist die Struktur des Stoßes von der Reibung bestimmt, die Reibung im Stoß also nicht vernachlässigbar. Die Geschwindigkeit und Amplitude des Stoßes sind durch Erhaltungsgrößen gegeben, die wiederum beim Schall eine weniger wichtige Rolle spielen.

Ziel:

Ziel ist die Berechnung von Situationen in denen Schall und Stöße wechselwirken, wie insbesondere in transsonischen Strömungen. Dazu ist ein Rechenverfahren Voraussetzung, das die Genauigkeit und geringe Dämpfung hat, die notwendig ist um Schall zu berechnen, jedoch gleichzeitig die Erhaltung und Stabilität vorweist um Stöße korrekt zu behandeln. Die sehr verschiedenen Größenordnungen verlangen weiterhin nach hoher numerischer Genauigkeit.

Lösungsweg:

Es wird ein Verfahren vorgestellt, das trotz weitgehenden Verzicht auf künstliche Dämpfung stabil ist. Erreicht wird dies durch die exakte Erhaltung der kinetischen Energie. Dieses ist möglich, weil im Gegensatz zu standard Finite-Volumenverfahren nicht von der Divergenzform der Navier-Stokes Gleichungen ausgegangen wird, sondern von der sogenannten schief-symmetrischen Form [1]. Diese Form macht es leicht, die Erhaltung der kinetischen Energie auch im Diskreten zu gewährleisten. Eine sorgfältige Diskretisierung erlaubt es darüber hinaus Massen-, Impuls- und Gesamtenergie zu erhalten, also alle Erhaltungsgrößen des normalen Finite-Volumenverfahrens.

Die exakte Erhaltung der kinetischen Energie bedeutet insbesondere, dass auch in Bereichen, in denen sich die Strömungsgrößen stark ändern, die konvektive Ableitung keine Energie erzeugt und so die Simulation destabilisiert. Auf ein Upwindverfahren, das wegen der hohen Dämpfung für akustische Rechnungen große Probleme bringt, kann so verzichtet werden.

Die Diskretisierung wird mit Hilfe des Galerkin-Ansatzes hergeleitet und erlaubt durch Wahl von verschiedenen Ansatzfunktionen die Modifikation des Verfahrens auf spezielle Belange der Simulation.

STAB

Ergebnis:

Es wird gezeigt, dass in dem vorgestellten Rahmen ein schief-symmetrisches Verfahren in ein und mehr Dimensionen in den primitiven Variablen ρ , u und p konstruiert werden kann. Um in praktischen Rechnungen anwendbar zu sein, ist die numerische Effizienz von zentraler Bedeutung. Es wird gezeigt, dass sich durch geeignete Wahl der Ansatzfunktionen Schemata ergeben, die den kompakten Verfahren ähneln. Das vorgestellte Beispiel ist von sechster Ordnung mit einem guten Übertragungsverhalten.

Während die Erhaltung der kinetischen Energie der schief-symmetrischen Schemata in der Literatur allgemein akzeptiert ist, wird die Erhaltung des Impulses kontrovers diskutiert [2,3]. Wir gehen auf diesen Aspekt daher im besonderen ein, und zeigen ein (im gegebenen Rahmen) einfaches Kriterium für diese. Die Gesamtenergie, die sich aus den primitiven Variablen berechnet, ist ebenfalls erhalten.

An den Rändern des Simulationsgebiets ist die Schiefsymmetrie gebrochen. Wir zeigen, dass sich daraus natürlich die Flüsse der verschiedenen Erhaltungsgrößen ergeben.

Zum Setzen von Randbedingungen werden gewöhnlich geometrieangepasste, schiefwinklige Koordinatensysteme verwendet. Wir zeigen daher, wie diese Geometrie in den Ansatz eingefügt werden kann, ohne die vorher diskutierten Eigenschaften zu zerstören.

Die besonderen Anforderungen an eine räumliche Diskretisierung sind auch an die zeitliche Diskretisierung zu stellen, um für endliche Zeitschritte die Erhaltung zu gewährleisten. Dabei bedarf es eines speziellen Vorgehens, weil es durch die Umformulierung der Navier-Stokes-Gleichungen zu einer ungewöhnlichen Form des Zeitableitungsoperators kommt. Es wird gezeigt, dass auch dieses mit einem Galerkin-Ansatz gelöst werden kann, was zu einem impliziten Verfahren führt. Es werden weiterhin explizite Verfahren diskutiert.

Schließlich werden in numerischen Beispielen verschiedene Testfälle präsentiert.

Literatur:

- [1] Johan C. Kok. *A symmetry and dispersion-relation preserving high-order scheme for aeroacoustics and aerodynamics*. European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006, 2006.
- [2] Oleg V. Vasilyev. *High order finite difference schemes on non-uniform meshes with good conservation properties*. Journal of Computational Physics, 157(2):746 – 761, 2000.
- [3] R. W. C. P. Verstappen and A. E. P. Veldman. *Symmetry-preserving discretization of turbulent flow*. Journal of Computational Physics, 187(1):343 – 368, 2003.

weiteres Vorgehen:

Das neu erarbeitete Schema wird in naher Zukunft in den In-House Code eingearbeitet, um technisch relevante Fälle zu bearbeiten.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Silvia Reuß, Tobias Knopp, Dieter Schwamborn

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung CASE

Adresse: Bunsenstrasse 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-7092923
e-mail: silvia.reuss@dlr.de

weitere Partner: Andreas Krumbein (DLR-AS-CA), Jochen Wild (DLR-AS-TF)

Thema: Best Practice for starting a detached eddy simulation on the F15 geometry

Ausgangssituation:

On the one hand RANS can only provide information about the mean flow field. On the other hand LES is capable of resolving unsteady turbulent structures down to a certain size, but needs a grid resolution that is not affordable for high Reynolds number wall bounded flows. Therefore the interest on hybrid RANS/LES methods, the Detached Eddy Simulations and their derivatives, is growing in the CFD community. While the natural use of DES is for geometry induced strong separation cases, now also cases with mild separation due to adverse pressure gradients are tackled with DES-based approaches. If separation is induced by the geometry, turbulent structures develop quickly; if, however, separation occurs due to adverse pressure gradients, the development of three-dimensional turbulent structures takes longer or in worst cases does not take place at all.

The test case used in the current project is the DLR-F15 three-element airfoil, which was optimized in the LEISA project [1]. Here, an angle of attack of 7° at a Reynolds number of $2.094 \cdot 10^6$ is considered, where no great influence of the wind tunnel side walls could be observed in the experiment. CENTAUR was used to generate a two dimensional hybrid grid consisting of about 400000 points. For the current investigation a corresponding three-dimensional grid was obtained by stacking 32 layers of this grid.

In the original formulation of DES [2], only the size of the grid cells serves as a filter to distinguish RANS from LES regions. Here the Delayed DES (DDES) [3] is employed, which takes the flow itself into account and modifies the filter length given by the grid with a blending function f_d that is designed to preserve RANS mode in the whole boundary layer. A first DDES computation revealed an unphysical interaction between the shear layer behind the slat and the boundary layer on the main wing, which led to an unphysical flow above the flap.

Ziel:

A zonal approach will be used keeping the flow around most of the main element in RANS mode, while DDES is used in the rest of the domain. Since computational resources are usually limited, additional investigations are undertaken to find an optimal starting procedure for the DES computation, such that the initial transient phase to statistical convergence is reduced.

Lösungsweg:

The one-equation Spalart-Allmaras turbulence model based DDES formulation, which is implemented in the TAU code, is used. The equations are discretized with a central scheme with matrix dissipation. The time accurate computation is performed with dual time stepping and a 3 stage low-storage Runge-Kutta scheme within each time step, employing 3 level multi grid to accelerate convergence. At the beginning of a simulation, the initial variables in each

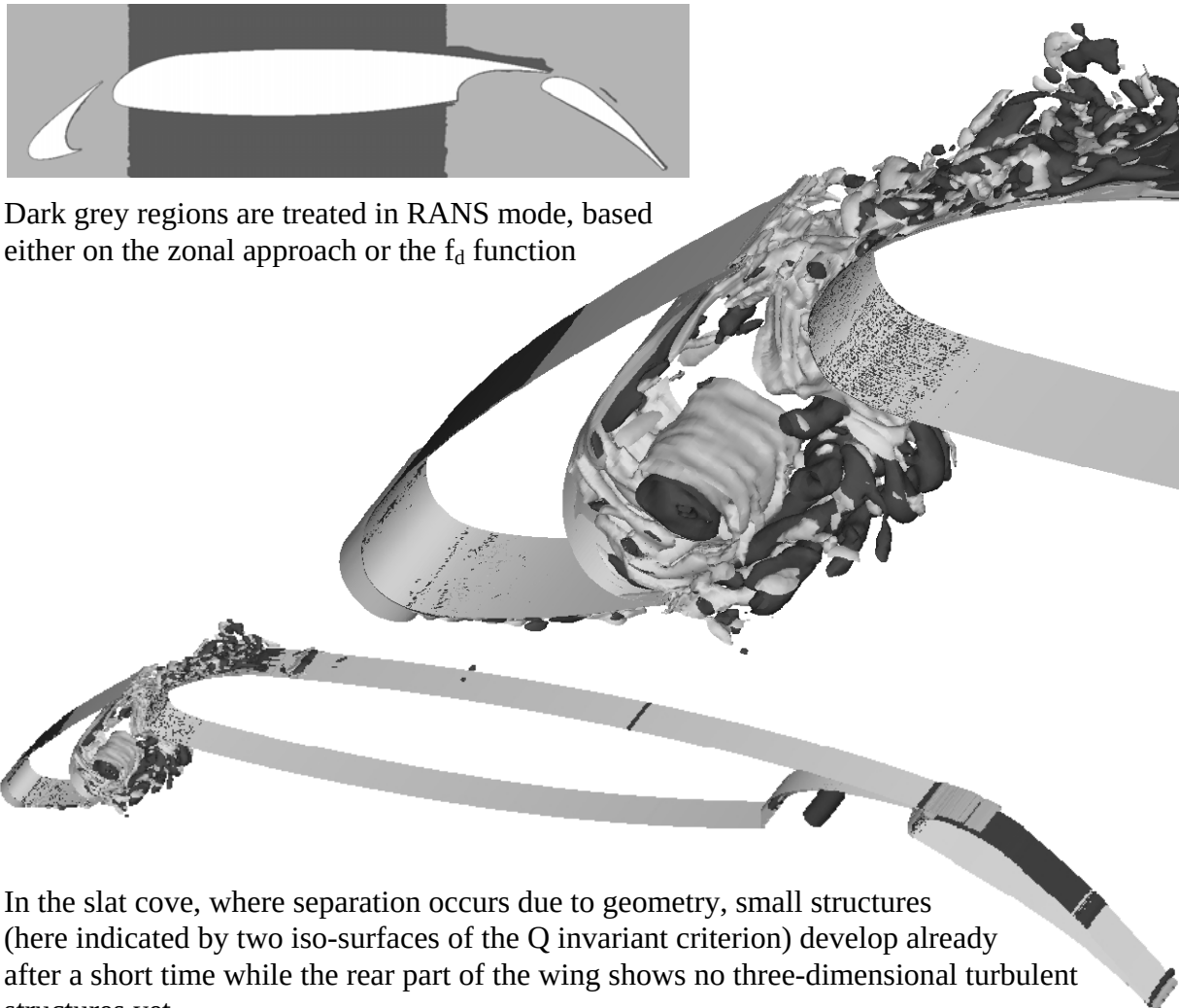
point are either set to reference values or read from a restart data set. Intermediate solutions can be written out at any time and be used to initialize a subsequent calculation. This yields several possibilities to start a DES, of which the following ones are considered:

- The unsteady DES is directly started with initial reference values.
- First a not completely converged steady RANS solution is obtained, which is used as initial solution for the DES.
- An unphysical two-dimensional DES is performed. Solutions of two different time steps are stacked together alternating to provide an initial three-dimensional solution.
- The same two-dimensional DES as before is employed, but for each two-dimensional plane of the initial solution a different time step is used.
- Some steps of an unphysical steady DES are computed (i.e. with local time stepping and without dual time step), to get the initial values for the DES.

During the different calculations the development of the turbulent structures will be observed to determine the fastest way to obtain a solution, which contains small three-dimensional turbulent structures and is statistically converged.

Ergebnis:

Since the computations are still ongoing, no final result can be shown at this point.



Dark grey regions are treated in RANS mode, based either on the zonal approach or the f_d function

In the slat cove, where separation occurs due to geometry, small structures (here indicated by two iso-surfaces of the Q invariant criterion) develop already after a short time while the rear part of the wing shows no three-dimensional turbulent structures yet.

Literatur:

- [1] Wild J., Pott-Pollenske M., Nagel B., "An integrated design approach for low noise exposing high-lift devices", AIAA paper 2006-2843, 2006
- [2] Spalart P., Ju W.-H., Strelets M., Allmaras S.R., "Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach", in Advances in DNS/LES
- [3] Spalart P., Deck S., Shur M.L., Squires K.D., Strelets M., Travin A., "A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities", .

Datum: 24.6.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Versuchstechnik, Numerische Simulation

Ansprechpartner: K. Richter^{*}, H. Rosemann⁺

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
^{*} Abteilung Hubschrauber,
⁺ Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Kai Richter
Tel.: 0551/709-2631
Fax: 0551/709-2829
eMail: kai.richter@dlr.de

Henning Rosemann
Tel.: 0551/709-2260
Fax: 0551/709-2811
eMail: henning.rosemann@dlr.de

Thema: **Numerical Simulation of Wind Tunnel Wall Effects on the Transonic Flow about the VC-Opt Airfoil in DNW-TWG**

Ausgangssituation:

Bei experimentellen Untersuchungen in Windkanälen ist die Strömungsqualität innerhalb der Messstrecke von großer Bedeutung für die Güte der Messergebnisse. Hier spielen neben der Qualität der Anströmung insbesondere strömungsmechanische Windkanalinterferenzen eine entscheidende Rolle. Bei geschlossenen Messstrecken sind speziell mögliche Wandinterferenzen zu diskutieren.

Experimentell in der adaptiven Messstrecke des Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) gemessene transsonische Oberflächendruckverteilungen des zweidimensionalen VC-Opt-Profils zeigen deutliche Unterschiede zu 2D DLR-TAU Simulationsergebnissen. Die numerisch vorhergesagten Druckverteilungen weisen eine erhöhte Saugspitze und eine rückwärtige Verschiebung des Verdichtungsstoßes gegenüber den experimentellen Daten auf. Die Untersuchung verschiedener experimenteller und numerischer Einflussfaktoren wie z.B. Modelldeformation, Transitionslagenänderung, Rechenetzeigenschaften und Turbulenzmodellwahl resultierte in keiner entscheidenden Änderung der Simulationsergebnisse.

Ziel:

Das Ziel der Arbeit ist die Klärung der Ursache der Abweichungen zwischen experimentell gemessenen Druckverteilungen am Profil VC-Opt und 2D DLR-TAU Vorhersagen.

Lösungsweg:

Zur Klärung der Abweichungen der zweidimensionalen Simulationen zu den experimentellen Daten wurden numerische Untersuchungen zum Einfluss der Windkanalwände durchgeführt. Hierzu wurden erstmalig dreidimensionale DLR-TAU Simulationen des VC-Opt-Windkanalmodells in der wandadaptierten DNW-TWG-Messstrecke mit reibungsbehafteten Windkanalwänden ausgeführt. Die Eigenschaften der Wandgrenzschichten wurden in der Simulation basierend auf Grenzschichtmessungen über eine verlängerte Einlaufstrecke an die

STAB

Verhältnisse im DNW-TWG angepasst. Es wurden unterschiedliche Modellkonfigurationen und Anströmbedingungen betrachtet.

Ergebnis:

Die dreidimensionalen Simulationsergebnisse zeigen eine deutliche Verbesserung der Übereinstimmung mit den experimentellen Daten im Modellmittelschnitt und lassen damit auf einen vorhandenen Einfluss der Windkanalwände auf die Modellumströmung schließen. Die numerischen Ergebnisse im Modellmittelschnitt weisen ein Absenken der Saugspitze und eine überproportional starke, stromaufwärtige Verschiebung des Stoßes gegenüber der 2D Simulation auf, die zu einer guten Übereinstimmung von Stoßlage und -stärke mit den experimentellen Daten führt, Abb. 1. Dieser Einfluss der Windkanalwände konnte als global wirkende Seitenwandinterferenz identifiziert werden, die durch das Auftreten einer Strömungsablösung im Übergangsbereich Modell/Seitenwand im hinteren Teil der Modelloberseite verursacht wird.

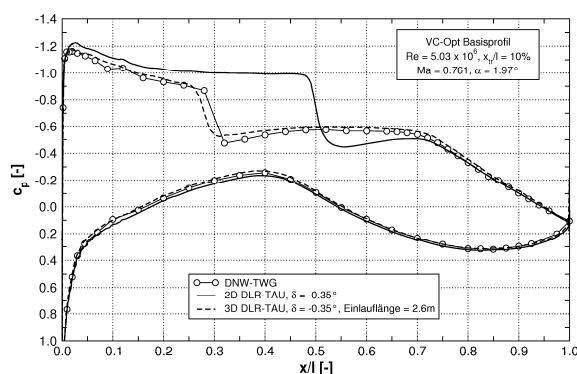


Abb. 1: Druckverteilungen für das VC-Opt-Basisprofil aus Experiment und Simulationen bei $Re = 5.06e6$, $M = 0.761$ und $\alpha = 1.97^\circ$

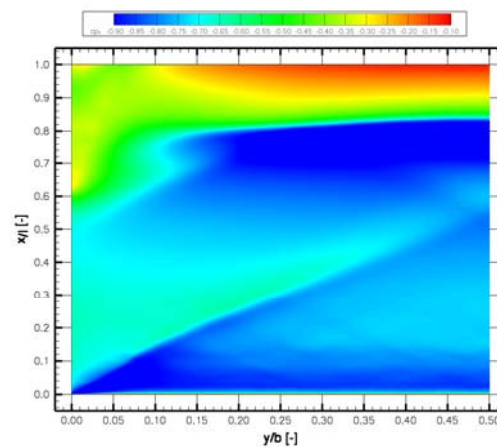


Abb. 2: Numerische Oberseitendruckverteilung des VC-Opt-Profiles mit divergenter Hinterkante bei $Re = 5.0e6$, $M = 0.790$ und $\alpha = 0.5^\circ$

Neben den globalen Wandinterferenzen, die in ähnlicher Form in allen Messpunkten auftreten, war bei Profilmströmungen mit hohen Anströmmachzahlen eine zusätzliche Beeinflussung der Messergebnisse festzustellen. Profildruckverteilungen mit großen Überschallfeldern zeigten abnorme Druckanstiege innerhalb des Überschallgebiets in allen drei Druckverteilungsschnitten des Windkanalmodells. In den betroffenen Messpunkten lag eine dreidimensionale Beeinflussung der Strömung vollständig bis in die Modellmitte vor, die durch die Simulationsergebnisse als schwacher Verdichtungsstoß ausgehend vom Übergangsbereich Modellvorderkante/Seitenwand identifiziert werden konnte, Abb. 2. Die Simulationen zeigten darüber hinaus, dass dieser quer über das Modell laufende Verdichtungsstoß durch den im Bereich Modell/Wand existierenden Hufeisenwirbel verursacht wird. Eine erste Maßnahme zur Abschwächung derartiger lokaler Seitenwandinterferenzen wurde sowohl experimentell als auch numerisch untersucht.

weiteres Vorgehen:

Numerische und experimentelle Untersuchungen weiterer Maßnahmen zur Reduktion globaler und lokaler Seitenwandinterferenzen.

Datum: 13.07.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Abteilung Numerische Methoden / Fan und Verdichter

Ansprechpartner: Stefan Rochhausen (zusätzlich Georg Kröger und Stefan Stollenwerk)

Institution: Institut für Antriebstechnik, DLR Köln

Adresse: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Antriebstechnik
Porz-Wahnheide, Linder Höhe
51147 Köln

Telefon: 0174 - 3252828 oder 02203 601 - 3802

Telefax: 02203 64395

e-mail : stefan.rochhausen@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Untersuchung des Einflusses verschiedener Nabenkonturierungen auf das instationäre Verlustverhalten einer 1 ½ stufigen transsonischen Verdichterkonfiguration

Ausgangssituation:

Frühere Arbeiten am DLR Köln haben gezeigt, dass es mithilfe einer nicht-rotationssymmetrischen Seitenwandkonturierung möglich ist, Strömungsablösungen an der Nabe eines Verdichterstators zu vermindern. Zu diesem Zweck wurde an der Nabenwand ein Wirbel erzeugt, der als aerodynamische Barriere dient und Querströmungen behindert. Vom DLR-MTU-Versuchsverdichter Rig250 ist bekannt, dass die dritte Rotorstufe nabenbegrenzt ist.

Ziel:

Primär sollte diese positive Wirkung des Wirbels auf die Querströmung an einem Verdichterrotor prinzipiell nachgewiesen werden. Dabei war der periodische Einfluss der Nachläufe auf die Wirbelausbildung in instationären Rechnungen zu untersuchen. Des Weiteren sollte überprüft werden, ob eine Entlastung der Rotornabe an einem realen Verdichter (dritte Rotorstufe, Rig250) erreicht werden kann.

Lösungsweg:

In einem ersten Schritt wurden mehrere verschiedene konturierte Seitenwände mit der institutseigenen Software „Endwallshaping“ erstellt. Die erfolgversprechendste Konfiguration wurde für die nachfolgenden instationären Rechnungen ausgewählt. Als Auswahlkriterien dienten zum einen die Ausbildung einer Wirbelstruktur an der Seitenwand und zum anderen die Fähigkeit dieses Wirbels die Eckenablösung des Verdichterrotors zu vermindern.

In einem zweiten Schritt wurde eine Kennlinie basierend auf Daten von URANS-Simulationen erstellt. Diese URANS-Simulationen berücksichtigen die zeitgenauen Strömungsinformationen der stromaufwärts liegenden Statorreihe. Es lässt sich so eine Aussage über die Auswirkungen der Potential- und Nachlaufeffekte treffen. Die Kennlinie wurde berechnet über eine Erhöhung des Gegendrucks am Verdichteraustritt. Sowohl für den Basisverdichter als auch für den konturierten Verdichter wurden Kennlinien berechnet, um eine direkte Vergleichbarkeit zu gewährleisten.

STAB

Ergebnis:

Das Primärziel konnte erreicht werden: Trotz der instationären Zuströmung zum Verdichterrotor konnte ein stabiler Wirbel erzeugt werden. Dieser Wirbel dient als aerodynamische Barriere. Identifiziert wurde der Wirbel durch ein Maximum im Betrag der Rotation des Strömungsfelds und einer deutlich sichtbaren Verdrillung der Stromlinien. (vgl. Bild 1) Die Nachläufe des Stators haben zwar einen Einfluss auf die Intensität des Wirbels, während der Passage eines Nachlaufs kommt es jedoch nicht zu einem vollständigen Abklingen des Wirbels.

Der konturierte Verdichter konnte bei gleichem Austrittsdruck etwas geringere Massenströme erreichen und gleichzeitig ein größeres Totaldruckverhältnis liefern als der Basisverdichter. (vgl. blauer gestrichelter Kreis in Bild 2). Anhand der (hier nicht gezeigten) radialen Verteilungen lässt sich erkennen, dass es zu einer radialen Umverteilung des Massenstroms kommt. An der Nabe wird mehr Massenstrom durchgesetzt. Die Folge ist eine aerodynamische Entlastung der Rotornabe. Der Wirkungsgrad konnte allerdings nicht verbessert werden, da die Entlastung an der Rotornabe auf Kosten der Rotorspitze geschieht.

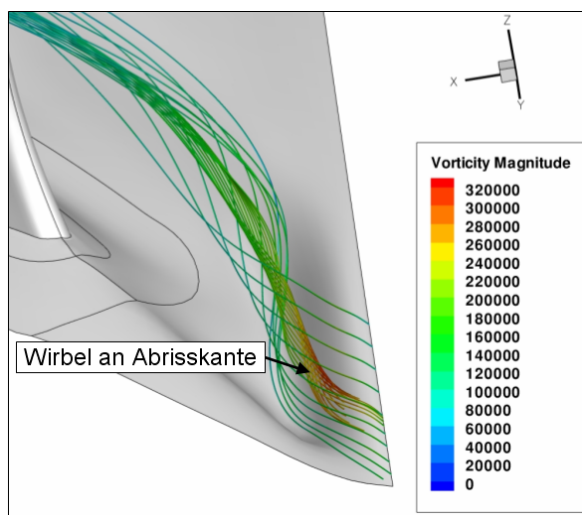


Bild 1

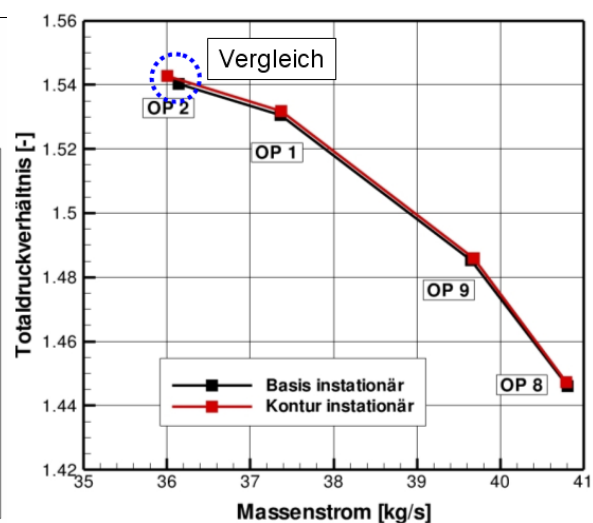


Bild 2

Literatur:

Dorfner, C. (2009). *Entwicklung eines Verfahrens zur Konstruktion nicht-rotationssymmetrischer Seitenwandkonturen in axialen Verdichtern*. Dissertation, DLR, Institut für Antriebstechnik, Köln.

weiteres Vorgehen:

Die Arbeit führt zu der Erkenntnis, dass es grundsätzlich möglich ist mit einer nicht-rotationssymmetrischen konturierten Seitenwand die instationäre Nabenströmung eines Verdichterrotors zu beeinflussen. Darüber hinaus hat sich gezeigt, dass die Strömungsbeeinflussung von der Form der Seitenwand abhängig ist. Eine Vielzahl an verschiedenen Seitenwänden lässt sich mit Hilfe des Programms erstellen, die jeweils auf unterschiedliche Weise mit der Strömung in Wechselwirken treten.

Die Einbindung des Programms in eine automatisierte Prozesskette ist geplant um Optimierungsberechnungen zu ermöglichen. Mit Hilfe einer Optimierung soll eine optimal auf die Strömungsverhältnisse angepasste Seitenwand erstellt werden.

Datum: 29.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Numerische Simulation

Ansprechpartner:

Thomas Röber

Institution:

DLR Institut für Antriebstechnik

Adresse:

Linder Höhe

51147 Köln

weitere Partner:

Telefon: (02203) 601 2201

Telefax: (02203) 64395

e-mail: thomas.roeber@dlr.de

Thema:

Durchgängig formulierte Wandfunktion mit Berücksichtigung von Druckgradienten

Ausgangssituation:

Durchgehende Formulierungen des Geschwindigkeitsprofils in der Grenzschicht, vom Verlauf in der viskosen Unterschicht zu einem logarithmischen Profil in der Übergangsschicht, sind in der numerischen Strömungssimulation zum korrekten Setzen der Festkörperrandbedingung nach wie vor essentiell, in der Simulation von Turbomaschinenströmungen werden auf diese Weise z.B. die Randbedingungen an Seitenwänden gesetzt.

In Strömungen unter entgegengesetzten Druckgradienten sinkt die Wandschubspannung, und die Ablöseneigung nimmt zu [2]. Dieser Effekt wird von den gängigen Formulierungen für ein durchgängiges Geschwindigkeitsprofil, z.B. von Spalding [3] oder Reichhardt [1], vernachlässigt.

Ziel:

Es soll ein durchgängig formuliertes Geschwindigkeitsprofil für anliegende Grenzschichten mit entgegengesetzten Druckgradienten bestimmt werden.

Lösungsweg:

Ausgangspunkt sind die Lösungen des Impulssatzes der Grenzschicht für die Annahmen der viskosen Unterschicht und der Übergangsschicht (logarithmische Schicht), wobei die Effekte des Druckgradienten mit berücksichtigt werden.

Hierzu wird eine geeignete Übergangsfunktion von der Lösung für die Unterschicht zur Lösung für den logarithmischen Bereich der Grenzschicht gefunden. Die Übergangsfunktion liefert für $y^+ \rightarrow 0$ die Lösung der viskosen Unterschicht, für $y^+ \rightarrow \infty$ wird die Lösung der logarithmischen Schicht geliefert.

Die gefundene Wandfunktion wird in das am DLR entwickelte RANS-Verfahren TRACE implementiert und an für Turbomaschinenströmungen relevanten Testfällen überprüft.

Ergebnis:

Es wurde eine kontinuierliche Formulierung des Geschwindigkeitsprofils in der Grenzschicht mit Berücksichtigung des Druckgradienten gefunden. Mit zunehmendem, entgegengesetzten Druckgradienten nimmt die Wandschubspannung ab, so dass die Ablöseneigung der Strömung zunimmt. Abb. 1 zeigt beispielhaft die Geschwindigkeitsprofile für eine Strömung ohne Druckgradienten und mit einem Druckgradienten (in Wandkoordinaten: $P^+ = 1$). Durch die neue Wandfunktion konnte eine Verbesserung der Vorhersage von Strömungen unter Druckgradienten erreicht werden.

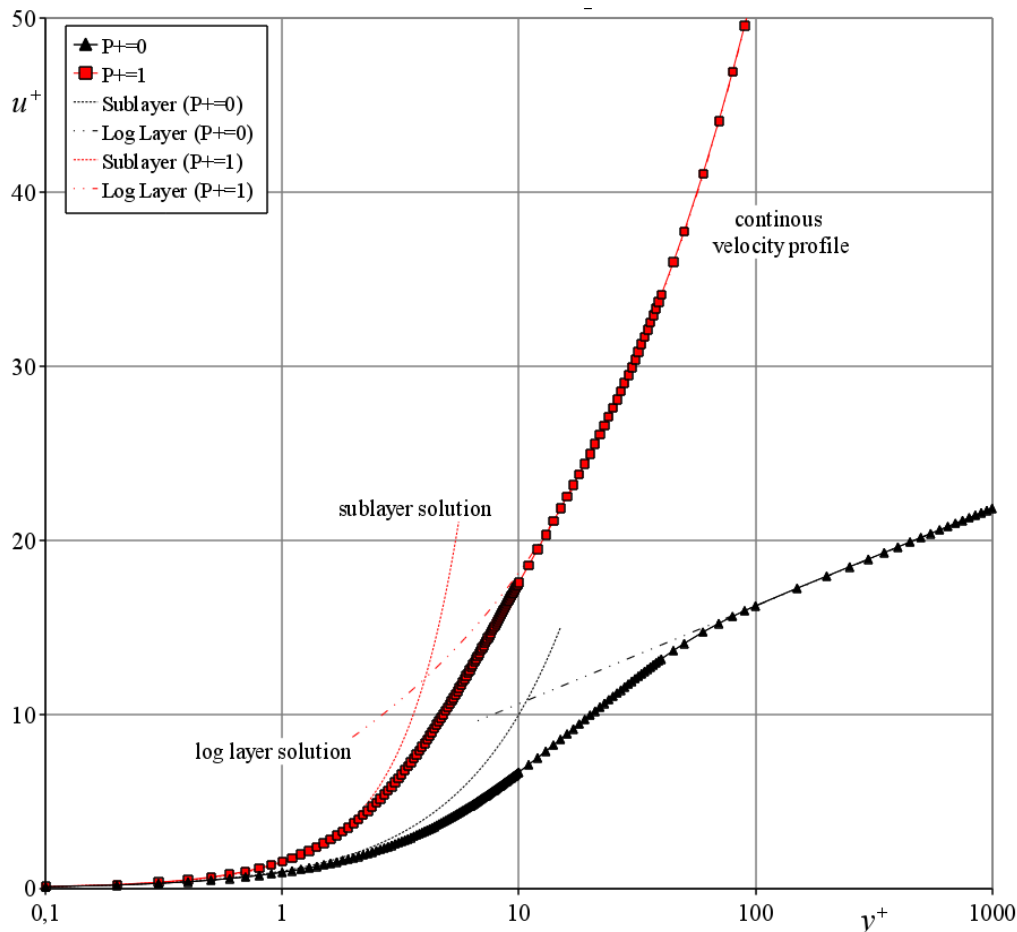


Abb. 1: Universelles Geschwindigkeitsprofil für Strömung ohne Druckgradient ($P^+=0$) und mit einem dimensionslosen Druckgradienten von $P^+=1$ und Vergleich mit Lösungen der Grenzschichtgleichungen

Literatur:

- H. Reichardt. *Vollständige Darstellung der turbulenten Geschwindigkeitsverteilung in glatten Leitungen*. ZAMM Bd. 31, S. 208–219, 1951
- H. Schlichting, K. Gersten. *Grenzschicht-Theorie*. Springer, Berlin, 2005.
- D. B. Spalding. *A Single Formula for the "Law of the Wall"*. J App Mech, S. 455–457, 1961

weiteres Vorgehen:

Zur richtigen Behandlung abgelöster Strömungen soll die durchgängige Formulierung des Geschwindigkeitsprofils um abgelöste Strömungen erweitert werden. Das Geschwindigkeitsprofil ausserhalb der viskosen Unterschicht im Fall abgelöster Strömungen kann ähnlich wie das logarithmische Grenzschichtprofil in der Übergangsschicht bestimmt werden, jedoch kann die Wandschubspannung nicht mehr als Bezugsgröße genutzt werden, so dass ein Übergang zu einem anderen Bezugssystem erforderlich ist. Zukünftige Arbeiten werden sich mit diesem Thema beschäftigen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Cord-Christian Rossow

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon:0531-2952400
Telefax:0531-2952320
e-mail: cord.rossow@dlr.de

Thema: Lax-Wendroff and Cell-Vertex Upwind Discretizations

Ausgangssituation:

Despite the advancements in Computational Fluid Dynamics over the last three decades, the accuracy of the spatial discretization is still a topic of ongoing research. Especially the behavior of Finite Volume Methods on irregular meshes is of concern. In classical Finite Volume Methods, the dependent variables are supposed to be located at the centers of the corresponding control volumes, and special reconstruction formulae are used to evaluate the cell face fluxes with sufficiently high order. In recent investigations it was shown that this reconstruction process may fail to provide satisfactory accuracy, since the necessary gradients can not be evaluated consistently¹. An alternative to these Cell Centered Finite Volume Methods is represented by so-called Cell Vertex Finite Volume Methods. In such methods, the flow variables are located at the cell vertices, and no reconstruction process is employed. On arbitrary meshes these methods provide at least first order accuracy, and on smooth meshes an accuracy of second order². Theoretically, for quadrilateral elements even superconvergence is postulated, meaning an accuracy of third or higher order may potentially be achieved, which however has not been demonstrated in practice. A severe drawback of cell vertex methods is the problem of establishing robust shock-capturing capabilities, since without a reconstruction process no standard limiting mechanisms can be employed to establish a first order scheme at discontinuities. This led to the introduction of cell vertex upwind schemes, where the flux balances of a cell are unevenly distributed to the vertices of a cell to enable an upwinding character of the discretization^{3,4}. However, robustness issues remained due to the arbitrariness in the choice of the upwinding directions, and concerns are being raised with respect to the applicability for computation of viscous flows. Therefore, such methods are not in widespread use today.

Ziel:

In the proposed contribution, an alternative way for the upwinding process of cell vertex schemes will be introduced. The property of superconvergence shall be established, and robustness shall be demonstrated for very high Mach numbers. The applicability for viscous flows shall be demonstrated by the computation of well known test cases for laminar and turbulent, low and high Reynolds number flow around airfoils.

Lösungsweg:

First, the correspondence of cell vertex upwind methods with the well known Lax-Wendroff schemes⁵ will be shown. In cell vertex upwind methods, usually the streamwise and the crossflow direction are used for the uneven distribution of the flux balances. In contrast to that, the Lax-Wendroff procedure provides an upwinding process with respect to the normal direction of the cell faces. The upwinding process of the Lax-Wendroff scheme showed to be necessary to ensure proper damping of numerical instabilities which especially occur on very fine meshes. On the other hand, if strong discontinuities are not well aligned with the computational mesh, the Lax-Wendroff scheme fails to ensure robust shock capturing. Therefore, in this contribution both methods are combined, where the Lax-Wendroff scheme provides sufficient grid-oriented dissipation, and the cell vertex upwind scheme the upwinding in streamwise direction.

STAB

For the Lax-Wendroff scheme, a special formulation for the scaling of the dissipation had to be introduced. The scaling enables an oscillation-free shock capturing for grid aligned discontinuities. This special formulation then bears close similarities to the dissipative terms used in least squares Finite Element Methods. For the cell vertex upwinding part, a weighting procedure similar to Ref. 3 is employed, which proved to be more robust than that of Ref. 4.

Ergebnis:

First, the combined cell vertex upwind and Lax-Wendroff (CVU-LW) method is applied to compute inviscid, subsonic flow around the NACA 0012 airfoil. Fig. 1 shows the behaviour of drag as a function of the number of mesh cells for a mesh refinement study on 5 grid levels starting from an 80x16 to a 1280x256 cell mesh. Since the flow is subsonic, the exact value of drag is zero. In the figure, indications are given for drag convergence with second and third order. The CVU-LW method converges at least with third order, on finer meshes with even somewhat higher accuracy, clearly demonstrating the property of superconvergence. In Fig. 2, results of computing the inviscid flow around the NACA 0012 airfoil at a freestream Mach number of 20 are shown, showing the robustness of the CVU-LW method.

Skizze/Diagramm/Bild

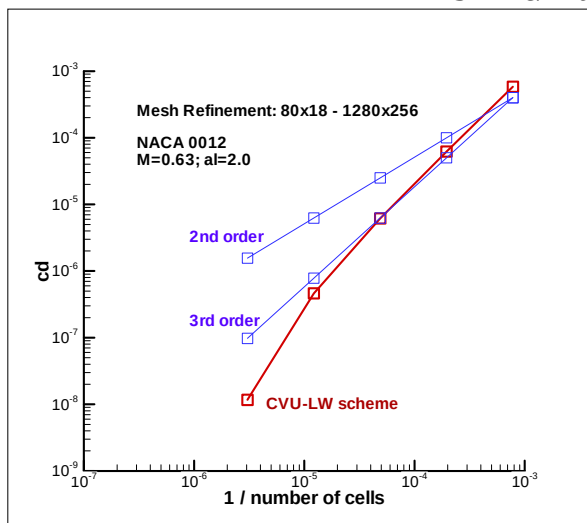


Figure 1: Mesh Convergence

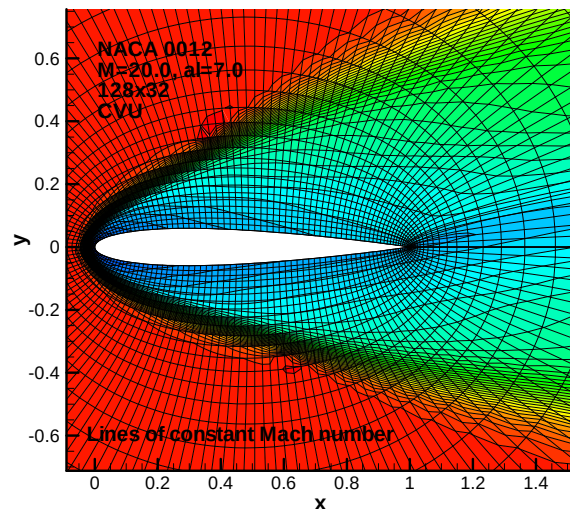


Figure 2: High Mach number Flow

Literatur:

- ¹Diskin, B.; Thomas, J.L.: "Comparison of Node-Centered and Cell-Centered Unstructured Finite-Volume Discretizations: Inviscid Fluxes", AIAA-Paper, AIAA-2010-1079, 2010.
- ²Roe, P.L., "Error Estimates for Cell-Vertex Solutions of the Compressible Euler Equations", ICASE Report No. 87-6, 1987.
- ³Giles, M.; Anderson, W.; Roberts, T.: "Upwind Control Volumes: A New Approach", AIAA-Paper, AIAA-89-0095, 1989.
- ⁴Rossow, C.-C., "Accurate Solution of the 2-D Euler Equations with an Efficient Cell-Vertex Upwind Scheme", AIAA Journal, Vol. 32, Nr. 2, pp.278-284, 1994.
- ⁵Hirsch, Ch., "Numerical Computation of Internal and External Flows", Vol. 1&2, John Wiley & Sons, New York/Chichester/Brisbane/Toronto/Singapore, 1990.
- ⁶Kroll, N.: "ADIGMA – A European Project on the Development of Adaptive Higher-Order Variational Methods for Aerospace Applications", AIAA-Paper, AIAA-2009-0176, 2009.

weiteres Vorgehen:

Inviscid, transonic flows will be computed to point out the very good shock capturing capabilities of the CVU-LW method. Furthermore, viscous flows will be computed for laminar and turbulent flows, where for laminar flow computations the conditions of the ADIGMA test case⁶ for the NACA 0012 airfoil will be used.

Datum:

25.6.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Thorsten Schwarz, Dr.-Ing. Norbert Kroll

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952887
e-mail: thorsten.schwarz@dlr.de

Thema: Strömungssimulationen auf unstrukturierten Rechengittern mit Netzüberlappungen auf Körperoberflächen

Ausgangssituation:

Die Chimären-Technik ermöglicht Strömungssimulationen mit RANS-Verfahren auf überlappenden Rechengittern [1]. Der Datenaustausch zwischen den Rechengittern erfolgt durch Interpolationstechniken. Die Chimären-Technik kann beispielsweise zur Vereinfachung der Gittergenerierung angewendet werden, indem zunächst die einzelnen Komponenten einer komplexen Geometrie unabhängig voneinander vernetzt werden und die Komponentengitter anschließend zu einem Gesamtnetz zusammengesetzt werden. Ein anderer Anwendungsbe-
reich ist die Modifikation bereits bestehender Rechengitter durch die Einbettung eines veränderten Teilgitters.

Ziel:

Es soll ein Verfahren in den vom DLR entwickelten Strömungslöser TAU implementiert werden, welches neben einer Netzüberlappung im Strömungsfeld auch eine Netzüberlappung auf Körperoberflächen zulässt.

Lösungsweg:

Bei der Chimären-Technik werden die Strömungsinformationen durch eine trilineare Interpolation zwischen den Rechengittern ausgetauscht. Sofern sich die Netze auch auf Körperoberflächen überlappen, kommt es in Körpernähe jedoch zu großen Interpolationsfehlern. Diese werden durch die unterschiedliche Diskretisierung der Körperoberfläche durch die beiden Rechengitter verursacht. Als Folge werden Grenzschichtströmungen fehlerhaft interpoliert. Abhilfe schafft ein Projektionsalgorithmus [2]. Dieser Algorithmus berechnet die Koordinaten eines virtuellen Interpolationspunkts, der im überlagerten Gitter denselben Abstand zur Wand hat, wie der originale Interpolationspunkt im Ausgangsgitter.

Eine zusätzliche Erweiterung des Strömungslösers ist für die Berechnung von Kräften und Momenten erforderlich. Typischer Weise werden für die Kraftberechnung die Kräfte für jede Netzzelle auf einer Körperoberfläche aufsummiert. Bei Chimären-Rechnungen können einige Bereiche der Oberfläche jedoch durch zwei oder mehr Gitter überdeckt sein, so dass die Kräfte in diesen Teilbereichen mehrfach aufsummiert werden. Es muss daher ein Algorithmus entwickelt werden, der die Überlappung entfernt und den resultierenden Spalt trianguliert, so dass die Körperoberfläche mit einem eindeutigen Netz überdeckt ist. Auf dessen Basis können nun die Kräfte ausgewertet werden.

Ergebnis:

In Abbildung 1 ist ein Rechengitter für ein NACA0012-Profil dargestellt, bei dem ein Teilbereich an der Profalnase durch ein weiteres Rechengitter überlappt wird. Im Interpolationsbereich ist der Versatz der Gitter deutlich zu erkennen. Eine Strömungssimulation ($M=0.8$, $\alpha=1.25^\circ$) mit einer üblichen trilinearen Interpolation zeigt bei den Reibungsbeiwerten deutliche Fehler, siehe Abbildung 2. Das Projektionsverfahren berichtigt den Interpolationsfehler.

Als Anwendungsbeispiel für die Kraftberechnung ist in Abbildung 3 eine Flugzeugkonfiguration mit Netzüberlappung im Höhenleitwerks-Rumpf-Bereich dargestellt. Die daraus abgeleitete überlappungsfreie Oberfläche für die Kraftberechnung zeigt Abbildung 4.

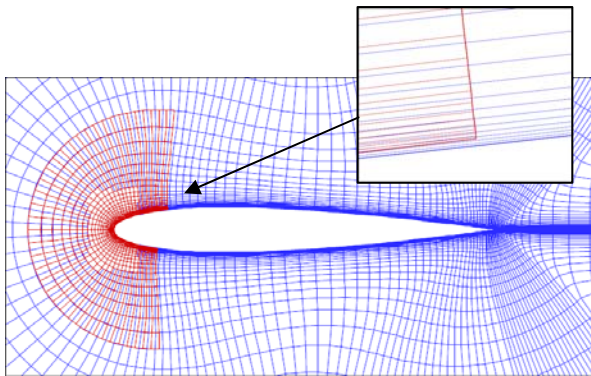


Abbildung 1: NACA0012-Gitter mit überlappendem Rechengitter im Nasenbereich

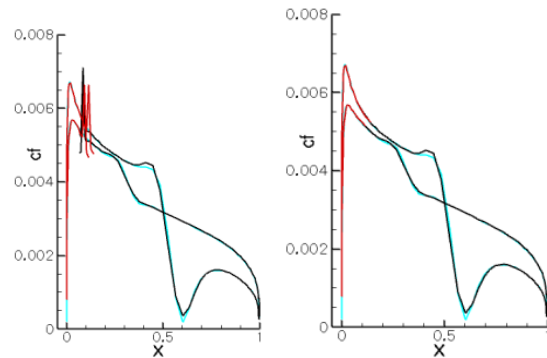


Abbildung 2: Reibungsbeiwert, links: original-Interpolation, rechts: mit Projektionsverfahren

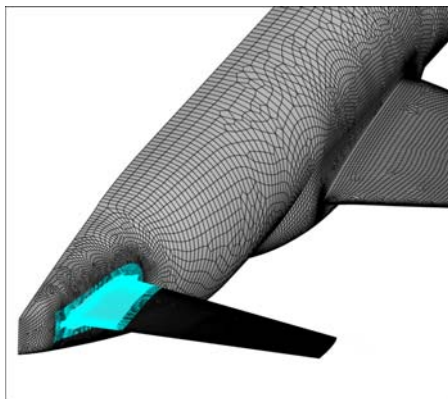


Abbildung 3: Netzüberlappung am Höhenleitwerks-Rumpf-Übergang

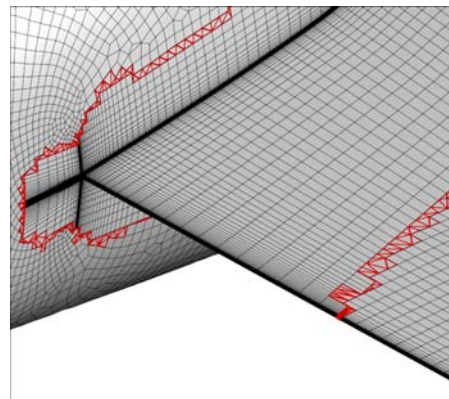


Abbildung 4: Erstellung einer eindeutigen Oberfläche für Kraftberechnung

Literatur:

- [1] BENEK, J.; STEGER, J. L.; DOUGHERTY, F. C.: A Flexible Grid Embedding Technique with Application to the Euler Equations. AIAA Paper 83-1944, 1983
- [2] SCHWARZ, T.: An Interpolation Method Maintaining the Wall Distance for Structured and Unstructured Overset Grids. CEAS 2009 European Air and Space Conference, Manchester, UK, 26 - 29 Oktober 2009

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen des DFG-Projekts FOR1066 soll auf Basis der beschriebenen Techniken der Strömungslöser TAU mit dem für Triebwerkssimulationen genutzten Strömungslöser TRACE gekoppelt werden. Ziel ist die Simulation der abgelösten Strömung eines angestellten Triebwerkseinlaufs einschließlich des Eintritts der abgelösten Strömung in den Fan.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Axel Schwöppe

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531/2952457
38108 Braunschweig **Telefax:** 0531/2952914
e-mail: axel.schwoeppe@dlr.de

weitere Partner: Boris Diskin (National Institute of Aerospace, Hampton VA, USA)

Thema: Genauigkeit der zell-zentrierten Netz-Metrik im TAU-Code

Ausgangssituation: Der RANS-Löser TAU [1] des DLR ist ein unstrukturiertes CFD-Verfahren basierend auf der Methode der Finiten Volumen. Die Geometrieabbildung im TAU-Code basiert auf einer knoten-zentrierten Netz-Metrik (TAU Cell-Vertex). Die knoten-zentrierte Netz-Metrik legt die Freiheitsgrade in die Knoten (Vertices) des primären Netzes. Die Kontrollvolumen des Rechennetzes werden um die Knoten konstruiert. Mit dem Release 2008.1.0 wurde der Löser um die zell-zentrierte Netz-Metrik (TAU Cell-Centered) erweitert. Die zell-zentrierte Netz-Metrik legt die Freiheitsgrade in die Zentren der primären Netz-Elemente. Die Kontrollvolumen des Rechennetzes entsprechen den Elementen des primären Netzes. Die Bestimmung des Einflusses der verwendeten Metrik auf numerische Lösungen ist nicht nur bezüglich des TAU-Codes Gegenstand aktueller Untersuchungen [2, 3]. Für beide Metriken sind auf identischen primären Netzen hinsichtlich der Genauigkeit grundsätzlich vergleichbare Lösungen zu erwarten. Auf unstrukturierten Netzen impliziert die zell-zentrierte Netz-Metrik eine größere Anzahl von Freiheitsgraden. Es kann sich daher eine höhere Genauigkeit der Lösungen ergeben. Die aktuelle Implementierung des TAU Cell-Centered Code liefert dagegen auf vielen unstrukturierten Netzen ungenaue Lösungen. Bild 1 (links) zeigt beim Vergleich der Widerstandspolaren von TAU Cell-Centered und TAU Cell-Vertex für ein grobes, unstrukturiertes Netz der DLR F6 Konfiguration Unterschiede von ca. 30 drag-counts, wobei die TAU Cell-Vertex Lösung dichter an den experimentellen Daten liegt.

Ziel: Das Ziel dieser Arbeit ist es, die Ursachen für die Ungenauigkeit von TAU Cell-Centered auf unstrukturierten Netzen zu identifizieren, entsprechend alternative Ansätze zu entwickeln und allgemeingültig für die zell-zentrierte Netz-Metrik zu formulieren.

Lösungsweg: Es werden aus den beiden Netz-Metriken resultierende geometrische Unterschiede und deren Einfluss auf die Diskretisierung der RANS-Gleichungen im Löser untersucht. Zu diesen zählen im Wesentlichen die Behandlung der Randelemente, die Rekonstruktion von Werten in den Integrationspunkten der Facetten und die Anzahl der Nachbarn eines Kontrollvolumens.

Ergebnis: Als Ursache für die Ungenauigkeit von TAU Cell-Centered wurde die Rekonstruktion von Werten in den Integrationspunkten der Facetten eines Kontrollvolumens identifiziert. Die Algorithmen zur Rekonstruktion im TAU-Code verwenden eine kanten-basierte Datenstruktur. Eine Kante beschreibt die durch eine gemeinsame Facette definierte Nachbarschaft zweier Freiheitsgrade. Für die knoten-zentrierte Netz-Metrik sind der Mittelpunkt einer Kante und der Integrationspunkt der entsprechenden Facette identisch. In der zell-zentrierten Netz-Metrik stimmen Integrationspunkte und Kantenmittelpunkte, insbesondere auf unstrukturierten Netzen nicht zwangsläufig überein. Für TAU Cell-Centered

STAB

sind daher Rekonstruktionen zu implementieren, die diese Eigenschaft berücksichtigen. Die Verwendung gewichteter Least-Squares Gradienten mit einem modifizierten Smart-Augmentation-Stencil [3] in den Freiheitsgraden und gewichteter Face-Tangent Averaged Least-Squares Gradienten [2] in den Integrationspunkten ergeben genauere Ergebnisse und zugleich robustere Berechnungen. Der modifizierte Smart-Augmentation-Stencil erweitert den Stencil der Nachbarn für die Berechnung der Least-Squares Gradienten. Der Face-Tangent Averaged Least-Squares Gradient korrigiert neben dem normalen auch den tangentialen Anteil der im Integrationspunkt gemittelten Least-Squares Gradienten.

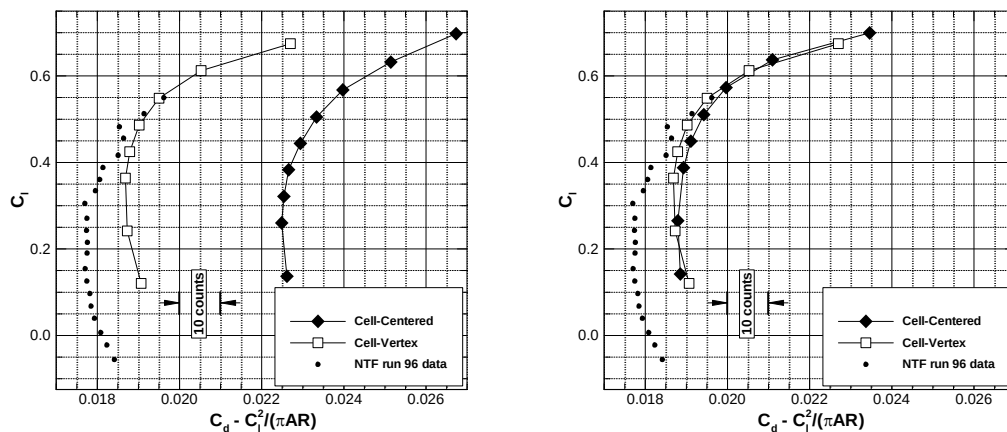


Bild 1: Widerstands-Polare für die DLR-F6 Konfiguration mit FX2B (Ma 0,75, Re 5×10^6) auf einem unstrukturiertem Netz des TAU Cell-Vertex, des ursprünglichen TAU Cell-Centered (links) und des verbesserten TAU Cell-Centered (rechts) verglichen mit experimentellen Daten

Basierend auf Untersuchungen im Rahmen des 3. AIAA Drag Prediction Workshop [4] zeigt Bild 1 die Polare des idealisierten Widerstandes der DLR F6 Konfiguration mit FX2B Fairing für den ursprünglichen (links) und verbesserten (rechts) TAU Cell-Centered Code. Verwendet wurde das größte Netz einer Serie von drei unstrukturierten Netzen (unstructured Boeing STL) ansteigender Auflösung sowie das Spalart-Allmaras 1-Gleichungs-Turbulenzmodell. Die verbesserte Lösung von TAU Cell-Centered unter Verwendung geeigneter Rekonstruktionen erreicht die Qualität der TAU Cell-Vertex Lösung.

Literatur:

- [1] Schwamborn, D., Gerhold, T., and Heinrich, R.: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry. ECCOMAS CFD 2006 Conference, 2006-04-09 - 2006-08-09, Netherlands
- [2] Diskin, B., Thomas, J. L., Nielsen, E. J., Nishikawa, H., White, J. A.: Comparison of Node-Centered and Cell-Centered Unstructured Finite Volume Discretizations. Part I: Viscous Fluxes, AIAA Paper 2009-597, 47-th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, January 2009
- [3] Diskin, B., Thomas, J. L.: Comparison of Node-Centered and Cell-Centered Unstructured Finite Volume Discretizations: Inviscid Fluxes, AIAA Paper 2010-1079, 48-th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, January 2010
- [4] Vassberg, J., Brodersen, O., Wahls, R., Zickuhr, T., Mavriplis, D., Tinoco, E., Mani, M., Levy, D., Eisfeld, B., Murayama, M. and Morrison, J.: Comparison of NTF experimental data with CFD predictions from the Third AIAA Drag Prediction Workshop, AIAA Paper 2008-6918, 2008

weiteres Vorgehen: Grundsätzlich ist aufgrund der höheren Freiheitsgradanzahl in unstrukturierten Netzen für die zell-zentrierte Netz-Metrik gegenüber der knoten-zentrierten Netz-Metrik eine höhere Genauigkeit der numerischen Lösung zu erwarten. Um diese zu erreichen wird die geeignete Wahl des Stencils für die Berechnung der Least-Squares Gradienten hinsichtlich Genauigkeit und Robustheit untersucht.

Datum: 30. Juni 2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Cornelia Seyfert

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, C²A²S²E,
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: +49 551 709 2628

e-mail: cornelia.seyfert@dlr.de

Weitere Partner: Andreas Krumbein

Thema: Comparison of a local correlation-based transition model with a e^N -method for transition prediction

Ausgangssituation:

In the DLR TAU code, the standard transition prediction approach is based on the e^N -method, which is a non-local, streamline based approach. For that approach, the hybrid Reynolds-Averaged Navier-Stokes solver TAU is coupled to a boundary layer code and a stability analysis code. Within the past years a new transition prediction approach came up, the local correlation-based γ - Re_θ transition transport model. The idea behind is to predict transition in the boundary-layer using local variables, which enables transition prediction within a Reynolds-Averaged Navier-Stokes solver and removes the need for additional codes. This might be an advantage for massive parallel computations, where execution of additional codes may lead to a reduction of the parallel performance of the coupled system or where the interaction of different codes may fail.

Ziel:

The aim of this work is to characterize the capabilities of the γ - Re_θ transition transport model in comparison to the standard transition prediction approach in the TAU code based on the e^N -method. Besides the quality of obtained results, the model performance, the necessary computational effort as well as the convergence behaviour are of interest.

The implementation and the availability of both approaches makes it possible to use either the one depending on the considered case and allows improved transition prediction for future applications.

Lösungsweg:

The γ - Re_θ transition transport model was implemented into the DLR TAU code and applied to standard test cases for verification purposes. By means of a zero pressure-gradient flat plate test case empirical model related correlations were investigated. A comparison of approaches for these functions of different authors has been accomplished.

The γ - Re_θ transition transport model as well as the e^N -method were applied to Somers airfoil. For various angles of attack the pressure and skin friction coefficient distributions were compared and basic features and differences of the model capabilities were derived.

Both transition prediction approaches were applied to a more challenging test case, a transonic one-element airfoil of Messerschmidt-Bölkow-Blohm (MBB). The flow has been experimentally investigated for a wide range of angles of attack and different Reynolds numbers. Experimentally derived skin friction and pressure coefficient distributions are available and have been used for the comparison of the two numerical transition prediction approaches.

Ergebnis:

Datum:

STAB

From the zero pressure-gradient flat plate test case it turned out, which correlations for the empirical model functions and which transition criteria are appropriate for computation. Those were applied to the Somers airfoil and pressure and skin friction coefficient distributions were obtained. For some angles of attack the e^N -method delivered transition locations upstream of the experimentally derived locations while the γ - Re_θ transition transport model achieved transition locations slightly downstream. At these angles of attack transition is induced by laminar separation, which is treated differently by the two approaches. The application of the γ - Re_θ transition transport model to the MBB airfoil showed the shortcomings of the model if the freestream turbulence intensity exceeds 0.1%. In order to compensate the decay of turbulence in the flow field, the initial conditions for turbulence intensity and viscosity ratio at the farfield boundary were not easy to estimate. Results for pressure and skin friction coefficients for all angles of attack and three different Reynolds numbers were computed (figure 1). Also the application of the e^N -method revealed difficulties in predicting transition onset for the present case. The challenge of correct transition prediction is pointed out.

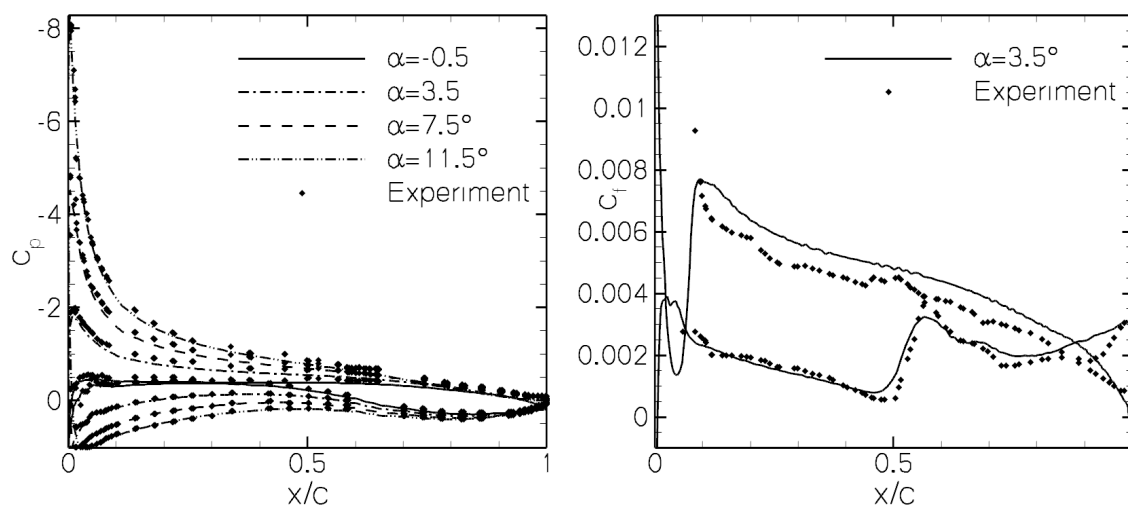


Figure 1. Pressure and skin friction coefficient distribution for the MBB airfoil γ - Re_θ transition transport model at the MBB airfoil ($M = 0.2$, $Re = 2$ Mio)

Literatur:

Krumbein, A., Krimmelbein, N. and Schrauf, G., „Automatic Transition Prediction in a Hybrid Flow Solver – Part 1: Methodology and Sensitivities“, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, 2009, pp. 1176-1190.

Krumbein, A., Krimmelbein, N. and Schrauf, G., „Automatic Transition Prediction in a Hybrid Flow Solver – Part 2: Practical Application“, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, 2009, pp. 1191-1199.

Menter, F. R., Langtry, R. B., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G. and Völker, S., „A Correlation-Based Transition Modeling Using Local Variables Part 1: Model Formulation“ *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, 2006, pp. 413-422.

Menter, F. R., Langtry, R. B., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G. and Völker, S., „A Correlation-Based Transition Modeling Using Local Variables Part 2: Test Cases and Industrial Applications“ *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, 2006, pp. 423-434.

Weiteres Vorgehen:

The model will be applied to 2D three-element airfoil configurations such as the A310 and the DLR F15. Computations on certain test cases in 3D will be performed as well as on the high-lift AFV wing configuration. Simulations in parallel mode will be accomplished. That will give a better idea of the performance of the correlation-based γ - Re_θ transition transport model compared to the e^N -method in parallel mode on several domains.

On long-term the open question of how to predict crossflow instability with the γ - Re_θ transition transport model will be tackled.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Frank Spiering

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531-2953620

Telefax: 0531-2952320

email: frank.spiering@dlr.de

weitere Partner: Ralf Heinrich, Stefan Keye

Thema: Numerische Simulation der Fluid-Struktur-Interaktion im Vergleich zum Windkanalexperiment bei hoher aerodynamischer Last

Ausgangssituation: Bei der Durchführung von Windkanalexperimenten sind zur Repräsentation der Strömungseigenschaften eines realen Flugzeugs identische Ähnlichkeitskennzahlen, besonders Machzahl und Reynoldszahl, einzuhalten. Hohe Reynoldszahlen, wie sie im realen Reiseflug vorliegen, werden in Windkanälen aufgrund der deutlich kleineren Referenzlängen der Modelle jedoch in der Regel nur durch Absenken der Temperatur und Erhöhen des statischen Drucks erreicht, was wiederum eine Erhöhung der auf das Windkanalmodell wirkenden Kräfte zur Folge hat. So können auch starr konstruierte Modelle deutliche, vom jeweiligen Strömungszustand abhängige Deformationen erfahren. Bei der numerischen Nachbildung eines Windkanalexperiments an einer Reiseflugkonfiguration muss somit auch die elastische Verformung berücksichtigt werden. Dies geschieht in der Regel durch Kopplung der Aerodynamik mit der Strukturmechanik, wie beispielsweise in [1].

Ziel: Basierend auf den Arbeiten in [1] soll eine Prozesskette zur Simulation der Fluid-Struktur-Interaktion entwickelt werden, welche einen effizienten und automatisierten Ablauf auf einem Großrechner ermöglicht. Unter dem Aspekt der Effizienz stehen hier insbesondere die Vermeidung von unnötigen Dateiein- und -ausgaben bei der Übergabe der benötigten Daten zwischen Strömungs- und Struktursimulationsprogramm sowie die Parallelisierung der Interpolationsmethoden für die räumliche Kopplung im Vordergrund. Die automatisierte Steuerung der multidisziplinären Simulation soll durch Einbettung aller benötigten Programmteile in eine TAU-Python-Prozesskette erfolgen.

Anschließend soll das Verfahren anhand von Ergebnissen des EU-Projekts HiReTT (High Reynolds Number Tools and Techniques for Civil Transport Aircraft Design, [2]) validiert werden. Hierbei handelt es sich um Windkanalexperimente an einem Flugzeug-Halbmodell mit ausgefahrenem Spoiler bei einer Machzahl $Ma = 0,85$ und einer Reynoldszahl $Re = 54,1 \cdot 10^6$. Fokus soll hier die korrekte Nachrechnung einer vollständigen Polaren bis hin zum Auftriebsmaximum sein, wo elastische Deformationen besonders starken Einfluss haben.

Lösungsweg: In der Prozesskette zur Simulation von Fluid-Struktur-Wechselwirkungen sind folgende Arbeitsschritte zyklisch zu durchlaufen: Durch eine Strömungssimulation werden aerodynamische Lasten ermittelt, welche dann auf ein Strukturmodell übertragen werden. Anschließend wird die statische Deformation des Strukturmodells berechnet. Zuletzt muss die ermittelte Deformation auf das aerodynamische Modell übertragen werden, um in einem nächsten Zyklus korrigierte aerodynamische Lasten berechnen zu können. Die maßgeblichen Forderungen an die Prozesskette sind ein möglichst hoher Grad an Parallelität der Methoden, eine möglichst geringe Anzahl der Dateizugriffe und eine einfache Ansteuerung der Prozesskette.

STAB

Die Strömungssimulation sowie die Deformation des CFD-Netzes werden mit Hilfe des TAU-Codes beziehungsweise dessen Deformationsmoduls durchgeführt. Beide Komponenten sind in der Lage, auf einer großen Anzahl von Prozessoren parallel zu arbeiten. Ferner bietet der TAU-Code die Möglichkeit, die Steuerung einer Simulation mit Hilfe eines Python-Skriptes zu automatisieren. Die Übertragung der Lasten auf das Strukturmodell sowie der Deformationen der Oberflächen des CFD-Netzes erfolgen durch ein bidirektionales Kopplungsmodul. Wesentliche Merkmale des Kopplungsmoduls sind die Einbettung in die TAU-Python-Umgebung, die Parallelisierung der verwendeten Interpolationsmethoden sowie die Flexibilität in der Verarbeitung verschiedener Datenformate.

Ergebnis: Durch die Parallelisierung des Kopplungsmoduls ist das Zusammenführen der partitionierten Daten für die Interpolation nicht erforderlich. Bild 1 zeigt hierzu eine beispielhafte Druckverteilung auf der CFD-Oberfläche des HiReTT-Modells, sowie die interpolierte Druckverteilung auf den Netzpunkten des Strukturmodells. Bild 2 zeigt für einen ausgewählten Anstellwinkel $\alpha = 2,98^\circ$ den Vergleich der Druckverteilungen der ungekoppelten und der gekoppelten Lösungen und des Experiments in einem Außenschnitt des Flügels bei $y/b = 0,837$. Im Ergebnis der ungekoppelten Rechnung ist eine deutliche Ablage gegenüber dem Experiment sichtbar, während die gekoppelte Lösung hervorragend mit dem Experiment übereinstimmt.

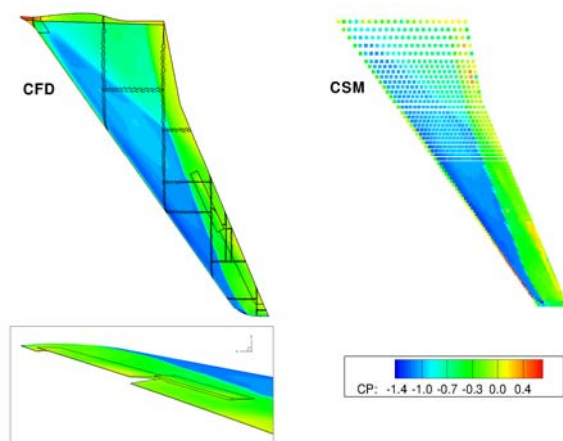


Bild 1: Beispielhafte Druckverteilung auf CFD-Oberfläche mit Partitionsgrenzen (links oben), Spoiler und Klappe (links unten), sowie Interpolation auf Netzpunkte des Strukturmodells (rechts)

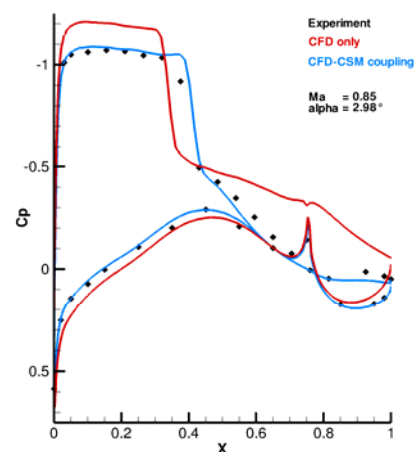


Bild 2: Vergleich der Druckverteilung zwischen Experiment, ungekoppelter und gekoppelter Rechnung ($Ma = 0,85$, $\alpha = 2,98^\circ$, $y/b = 0,837$)

Literatur:

- [1] R. Heinrich, Development and Application of TAU-ANSYS Coupling Procedure, Results of the Closing Symposium of the MEGADESIGN and MegaOpt Projects, Braunschweig, Germany, 23-24 May 2007, Springer Verlag, Berlin-Heidelberg-New York, Seiten 151-168
- [2] Rolston, S., Elsholz, E., Initial Achievements of the European High Reynolds Number Aerodynamic Research Project 'HiReTT', AIAA paper 2002-424, 2002

weiteres Vorgehen: Bis zum Termin des STAB-Symposiums 2010 sind folgende Aktivitäten geplant: In das oben beschriebene Kopplungsmodul werden die Funktionen zur Dateihaltung im Arbeitsspeicher des TAU-Codes integriert, um eine Datenübergabe von TAU an das Kopplungsmodul ohne Zugriff auf das Dateisystem zu ermöglichen. Mit Hilfe dieser Prozesskette wird eine vollständige Polare des HiReTT-Experiments unter Verwendung verschiedener Turbulenzmodelle nachgerechnet. Dabei soll insbesondere das Potential von Reynolds-Stress-Modellen in der Strömungssimulation im Anstellwinkelbereich des Auftriebsmaximums untersucht werden. Abschließend ist geplant, die Funktionalität der Prozesskette in die Simulationsumgebung FlowSimulator zu integrieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Bernd Stickan, M.Sc. Johannes Dillinger

Institution: DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 – 709-2480
e-mail: Bernd.Stickan@dlr.de
Johannes.Dillinger@dlr.de
Thomas.Klimmek@dlr.de

weitere Partner: Dipl.-Ing. Thomas Klimmek, Dipl.-Ing. Jens Neumann

Thema:

Coupled CFD-CSM Simulations of Aerostabil Windtunnel Experiments, considering Sophisticated Structural Modeling

Ausgangssituation:

In 2002 a series of steady and dynamic windtunnel experiments have been performed on a transport aircraft related wing, called Aerostabil (model B) [1]. The wing model with supercritical airfoils has a span of 0.601m, an aspect ratio of 3.68, a sweepback angle of 32°, and is built of glas and carbon fiber composite laminates. Measurements have been performed in the Transonic Wind Tunnel Göttingen (TWG) with Mach numbers ranging from 0.5 to 0.89 and a Reynolds number range of 0.7e6 to 2.2e6.

Unsteady measurements have been conducted by a forced pitching motion. For a Mach number of 0.86 a limit cycle oscillation (LCO) with 50Hz and a tip deflection of approx. 0.015m could be observed.

Steady and unsteady CFD-CSM coupled simulations comprising a beam finite element model (FEM) and RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) computations have not shown a satisfying agreement with the experimental pressure data.

Ziel:

Aim of the present work is to advance the correlation of experimental and computational results. Since investigations have shown that aerodynamic errors can be excluded as cause for the deviations, the need for a higher fidelity structural FEM arises.

The new shell FEM is used for steady and unsteady recomputations of the windtunnel experiments.

Lösungsweg:

The CFD-CSM method uses a modal approach to couple a Nastran FEM with RANS CFD simulations, performed by the DLR TAU code. This method has shown very good results for other simulations in the past. [3]

In order to be able to comprise cross-sectional deformations of the structure (and hence a change in airfoil shape) it is required to replace the existing beam FEM by a shell model. For this purpose use is made of a parameterized FE-model generator (ModGen), developed at DLR Institute of Aeroelasticity [2]. While composite laminate properties are preassigned according to manufacturer specifications, tuning of the shell model with respect to the measured modal data can be accomplished via a flexible clamping at the root.

The RANS computations with Menter SST turbulence model are performed on unstructured Centaur grids with partial structured boundary-layer areas.

To simulate the behavior of the wing during forced pitch motion, the FE-model is expanded with beams at the wing root to allow the input of harmonic forces.

The unsteady results of experiment and simulation are compared by transforming the data to the frequency domain. To recompute the LCO, the measured 1st bending mode is applied to the model and the generalized force of the mode is analyzed to detect damping or excitation, respectively.

Ergebnis:

Figure (1) shows the newly designed shell FEM in blue and a characteristic eigenmode as shaded surface. Clearly, cross-section preservation as required in beam theory is no longer applicable.

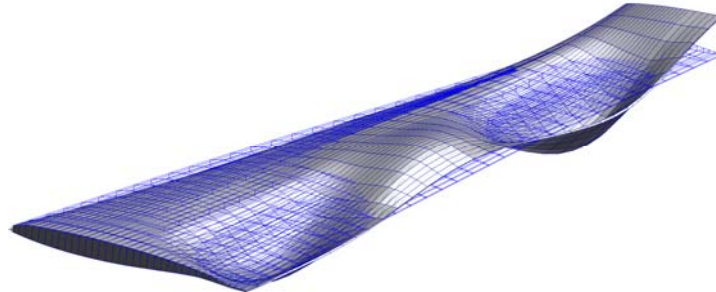


Figure 1: shell FEM

For an exemplary test case $Ma=0.819$, $Re=1.3e6$, angle of attack $\alpha=0.0$ coupled computations have been carried out for the beam FEM and the new shell FEM. Figure (2) shows the pressure coefficient results for the three measurement sections of the windtunnel model. It can be observed that the shell model leads to a far better agreement with the experimental data.

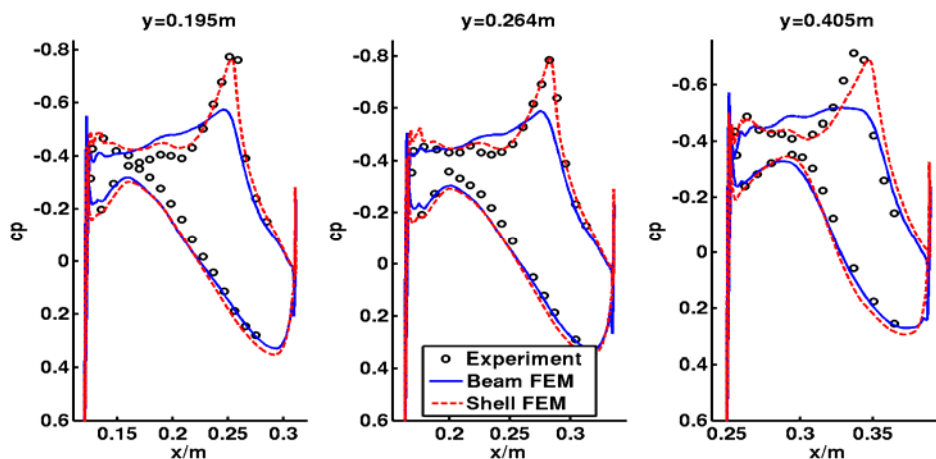


Figure 2: pressure distributions for beam and shell FEM

Literatur:

- [1] G. Dietz, G. Schewe, F. Kießling, M. Sinapius, *Limit-Cycle-Oscillation Experiments at a Transport Aircraft Wing Model*, IFASD 2003
- [2] T. Klimmek, *Parameterization of Topology and Geometry for the Multidisciplinary Optimization of Wing Structures*, CEAS 2009
- [3] J. Neumann, M. Ritter, *Steady and Unsteady Aeroelastic Simulations of the HIRENASD Wind Tunnel Experiment*, STAB 2009

weiteres Vorgehen:

Adjustments to the shell FEM will be investigated in order to even closer emulate the measurement results in the steady cases. Unsteady computations with the new FEM have not yet been performed, but are going to be accomplished soon.

Datum: 5. July 2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbomaschinen

Ansprechpartner: Dr. Marius Swoboda*

Institution: *Rolls-Royce Deutschland, **Numeca Ing.-Büro

Adresse: *Eschenweg 11, 15827 Blankenfelde-Mahlow
**Türkeistr. 11, 90518 Altdorf b. Nürnberg
Telefon: 033708 6 2087, **e-mail:** marius.swoboda@rolls-royce.com

Weitere Partner: Dr. Bernd Becker*,
Peter Thiel**, Andre Starke**, Dr. Thomas Hildebrandt**

Thema: Eine alternative CFD Methode zur Behandlung von Open Rotor Konfigurationen

Ausgangssituation: Im Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen können Triebwerksarchitekturen mit gegenläufigen Propellern (Open Rotor) wegen ihrer sehr hohen Vortriebswirkungsgrade sowohl erhebliche SFC (bis 25%) als auch CO₂-Reduktionen (bis 20%) erreichen. Die Realisierung des Open Rotor Potenzials verlangt jedoch erhebliche technologische Anstrengungen. Bei der aerodynamischen Auslegung der Propellerschaufeln müssen 3D CFD Verfahren ohne die bei Turbomaschinenanwendungen üblichen Vereinfachungen wie Mischungebenen eingesetzt werden. Daher muss jede Berechnung eines Entwurfs instationär erfolgen. Dies führt zu extrem großen Rechennetzen, um auskonvergierte Lösungen zu erhalten.

Ziel: Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist es ein Verfahren zu Verfügung zu stellen bzw. zu testen, das mit vertretbarem Aufwand instationäre 3D Berechnungen von Open Rotor Konfigurationen ermöglicht

Lösungsweg: Seit geraumer Zeit steht im 3D CFD System von NUMECA da sogenannte Non Linear Harmonic Modell zur Verfügung (Lorain et al.). Hierbei werden die Navier-Stokes-Gleichungen zunächst Fourier-transformiert und anschliessend nicht im Zeit, sondern in der für das gegebene Strömungsfeld vorherrschenden Frequenz und deren Harmonischen gelöst. Im Fall des gegenläufigen Open Rotors sind zwei vorherrschende Frequenzen gegeben. Die Berechnung erfolgt stationär wobei das instationäre Strömungsfeld erst im Postprocessing berechnet wird. Auch ist es bei dieser Methode nicht nötig, den gesamten Umfang der jeweiligen Schaufel zu vernetzen, sondern nur jeweils eine Passage, was eine enorme Ersparnis bezüglich der Gitterpunktzahl bedeutet.

Ergebnis: Bei dem berechneten Testfall handelt es sich um sogenannte Traktor-Konfiguration, bei der die gegenläufigen Propeller vorn am Kerntriebwerksgehäuse angebracht sind, Abb. 1. Das gesamte Strömungsfeld wurde mit blockstrukturiertem Gittern vernetzt, wobei die Gesamtanzahl der Gitterzellen 17,5 Mio beträgt, Abb. 1. Das Kerntriebwerk wird durch Massenstromrandbedingungen am Eintritt und Austritt und Totaltemperatur am Austritt simuliert, so dass auch die Auswirkungen der Interaktion Propeller-Kerntriebwerk studiert werden können. Abb. 2 zeigt beispielhaft als Ergebnis das Entropiefeld hinter beiden

STAB

Schaufeln als Momentaufnahme. Deutlich zu erkennen sind die Gebiete erhöhter Entropie im Nachlauf beider Schaufeln, wobei die Nachläufe der ersten Schaufel durch die zweite Schaufel nach hinten transportiert werden und somit die Passagenströmung beeinflussen.

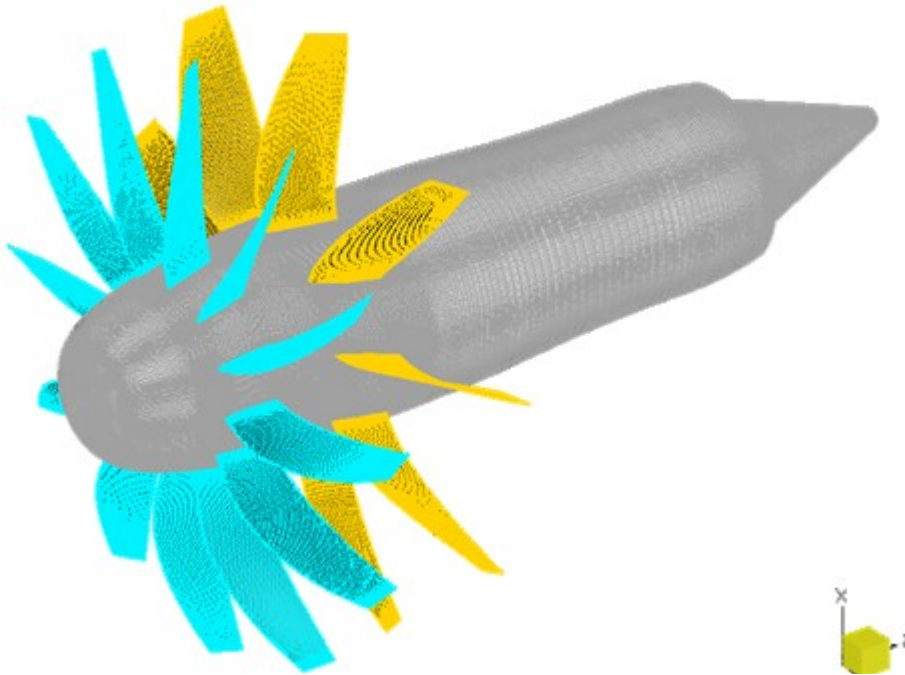


Abb. 1: Berechnete Konfiguration und Gitter

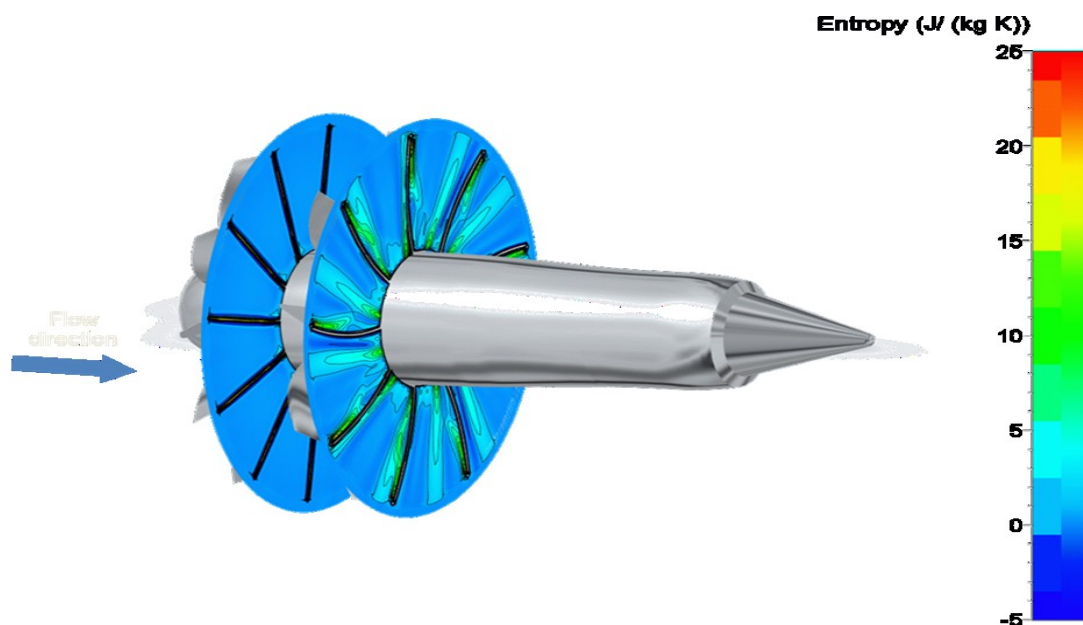


Abb. 2: Entropiefeld hinter den Propellern

Literatur: S. Vilmin, E. Lorrain, Ch. Hirsch, M. Swoboda: Unsteady Flow Modelling Across the Rotor/Stator Interface Using the Non Linear Harmonic Method, Proceedings of ASME 2006, GT2006-90210, May 8-11, Barcelona, Spain, 2006

Weiteres Vorgehen: Zukünftige Untersuchungen der Open Rotor Konfigurationen werden den Einfluß des Pylons und des Rumpfes berücksichtigen. Hinsichtlich der NLH-Methode stellt der Pylon zusammen mit dem Rumpf quasi einen Stator dar.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerischer Methoden

Ansprechpartner: Arne Taube, Prof. Claus-Dieter Munz

Institution: Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart
Germany

Telefon: +49 (0) 711 / 685-69973
Telefax: +49 (0) 711 / 685-53402
e-mail : taube@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: EU Project ADIGMA

A European project on the development of adaptive higher order variational methods for aerospace applications

Thema: Cavity simulations using an explicit discontinuous Galerkin scheme with local time-stepping

Ausgangssituation:

Second order accurate finite volume schemes are the most commonly used schemes in CFD. These schemes can capture shocks very well, but their ability to resolve small scale flow features is modest. Cavity flow noise predictions, however, require numerical schemes that can advect flow features faithfully over long times, through several millions of mesh points and has to capture the interaction of small scale turbulence structures with walls. In those situations the resolution of standard second order TVD schemes is usually too poor. High fidelity simulations of turbulent flows such as DNS or LES can only be achieved by more accurate schemes with less numerical dissipation.

Ziel:

The objective of our project is the development of high-order methods for the unsteady Navier-Stokes equations and their application in LES for the simulation of cavity flow. For this, we consider discontinuous Galerkin schemes. These methods bear the potential to solve CFD problems for aerospace applications more efficiently, by making use of three different advantages: High order accuracy, complex geometries due to the fact that they can cope with unstructured meshes and adaptivity in polynomial degree as well as mesh refinement (P -, h - and hP -adaptation).

Lösungsweg:

Our explicit DG scheme is called the Space-Time Expansion DG scheme (STE-DG) and is formulated in a space-time context. Within the ADIGMA project, the focus has been put on the comparison to other methods i.e. finite volume or other DG-schemes and the improvement of two main aspects:

1. The increase of efficiency in the temporal and spatial discretization and
2. the shock capturing property.

If for a DG method the resolution is close to resolving all small scale phenomena, then the DG approximate solution will be either continuous or bear only small jumps. For LES, however, the resolution shall be decreased. Thus creating jumps as the smallest scale phenomena cannot be resolved by a continuous approximate solution within the given resolution. The DG method has the basic property to tolerate discontinuous approximations, but only to a certain extent. Therefore, these small scale and highly oscillatory phenomena have to be damped without harming or changing the overall solution. This can be achieved by adding some amount of viscosity. For shock capturing, Persson and Peraire propose a measure for the amount of viscosity to be added in order to stabilize under-resolved regions. In our current approach towards LES, the key idea is the same.

A local resolution based indicator measures the resolution quality within each grid cell. If under-resolution is detected, a cell-wise constant artificial viscosity is determined for an additional Laplacian diffusion term. This viscosity term is included in both the volume and surface integral. In that way bringing the steep gradient back into the available resolution. This implies that for high order discontinuous Galerkin polynomials less artificial viscosity is needed for stabilization, since in that case more small scale flow phenomena are resolved.

STAB

Ergebnis:

In the aftermath of the ADIGMA project, the STE-DG scheme is applied to simulate cavity flow. The flow considered is a cavity in two space dimensions at $Ma=0.8$ and $Re=200,000$ based on the cavity length with a length L to depth D ratio of five. This study, can only be viewed as an applicability/robustness study and up to now not a full cavity flow noise analysis.

Convergence Study: A series of four refined 2D meshes from level 0 to 3 is generated for a grid convergence study with the help of time averaged velocity profiles. Figure 1 shows the numerical results for the mean longitudinal and vertical velocity profiles.

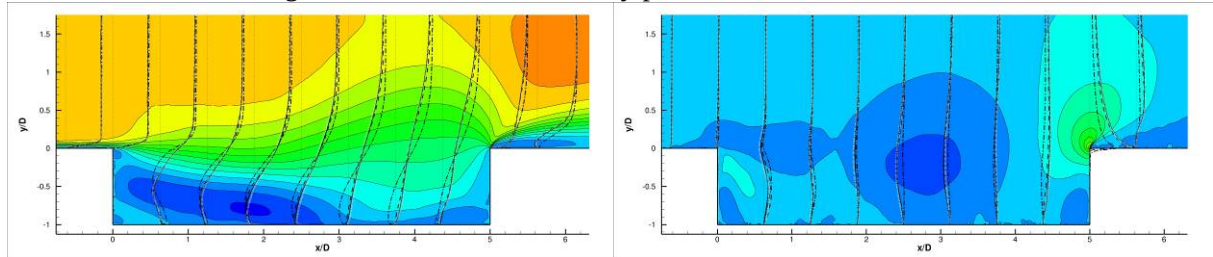


Figure 1: Average x- and y-velocity profiles for the different meshes on top of each other with the finest level 3 resolution in the background.

The results from level 0 and 1 still differ greatly, but the level 2 lines nearly coincide with level 3. This indicates that the level 2 mesh resolution is already fine enough to capture the relevant energetic eddies.

Adaptation: Switching on the adaptation feature yields in minimal higher errors, but at about 23% less CPU time for the P - and even almost half the time in the hP - and h -adaptation case.

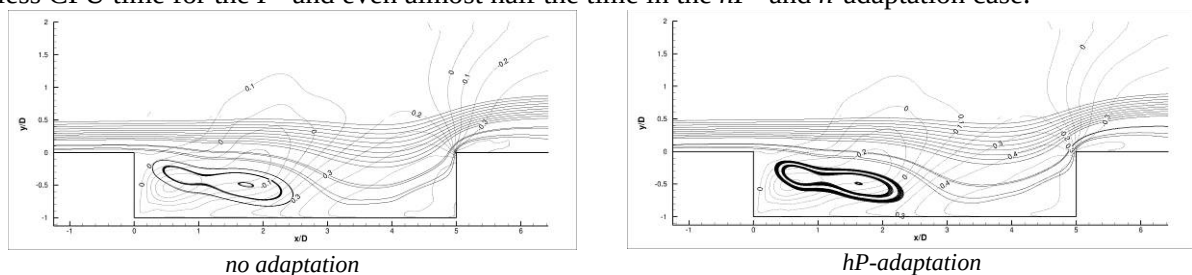


Figure 2: Average c_p profiles (dotted) and streamlines over the cavity (lines) with and without adaptation.

From the mean c_p distribution and streamlines over the cavity for mesh level 2 shown in figure 2, it is obvious that with the right settings the adaptation comes close to the maximum permitted solution on that particular grid.

Literatur:

G. Gassner, F. Lörcher, and C.-D. Munz. *A Discontinuous Galerkin Scheme based on a Space-Time Expansion II. Viscous Flow Equations in Multi Dimensions*. J. Sci. Comput., 34(3):260-286, 2008.

N. Kroll, H. Bieler, H. Deconinck, V. Couallier, H. van der Ven, and K. Sorensen. *ADIGMA - A European Initiative on the Development of Adaptive Higher-Order Variational Methods for Aerospace Applications*. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Springer, 2010.

F. Lörcher, G. Gassner, and C.-D. Munz. *A Discontinuous Galerkin Scheme Based on a Space-Time Expansion I. Inviscid Compressible Flow in One Space Dimension*. J. Sci. Comput., 32(2):175-199, 2007.

P.-O. Persson and J. Peraire. *Sub-Cell Shock Capturing for Discontinuous Galerkin Methods*. In Proc. of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2006-1253, Reno, Nevada, January 2006.

weiteres Vorgehen:

Based on the settings for the viscosity model and the mesh resolution obtained in 2D, we will conduct full 3D cavity simulations.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: DLR NV-AS

Ansprechpartner: Dr. K.A. Weinman

Institution: DLR Göttingen

Adresse: Bundsenstr. 10, 37073 Göttingen Telefon: +49 551 7092339
Telefax: +49 551 7092416
e-mail : keith_weinman@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Implementation of Vortical Correction models withing the DLR TAU code.

Ausgangssituation:

The Boussinesq approximation, which assumes that the principal axes of the Reynolds stress tensor coincide with those of the mean strain rate tensor, fails in flow over curved surfaces, rotating flows, and flows with boundary layer separation [1]. In the aircraft industry it is critical to correctly model vortical flows, for example the correct prediction of the trailing vortex is required to properly predict induced drag and lift on lifting systems. Several models which attempt to properly describe vortical flows have been implemented in the DLR TAU code [2], and a review of these models and their performance is presented in this paper.

Ziel:

The aim is to analyze the performance of several vortical flow correction models, and to identify their weaknesses and strength, thereby gaining sufficient understanding of the model behavior to allow development of practical guidelines for general industrial usage.

Lösungsweg:

A wide range of flows has been examined, ranging from irrotational flows where the vortical correction modeling should play no role in solution development, to fully rotational flows where the full impact of the vortical correction model is critical. Intermediate flows cover a wide range of applications, for example delta wing flow with a strong attached vortical system [3], high lift systems [4], and flows around strongly curved lifting bodies as can be found, for example, in circulation flow control experiments [5].

Ergebnis:

Some examples of rescaling models implemented in the TAU code are the FLOWER model [6], the NLR model [7], and the Hellsten model [8]. The SARC model family [9], [10] which attempt to unify system curvature and rotation whilst retaining Galilean invariance have also been implemented. In general, the simple rescaling models can be used with little thought, however some care is required with the SARC family of models. A typical flow example for which vortical correction modeling is beneficial is the flow about a circulation control airfoil [5]. Here flow attaches to a convex rear body, a situation which stabilizes the turbulence production through the mean velocity stresses. The body is semicircular, and a angular co-ordinate system is adopted in this note whereby an angle of zero degrees denotes the top of the body where the circulation control jet attaches to the rear body, and angle increases clockwise about the center of the body. Figure 2 which shows the bulk velocity profile normal to the body surface at a position on the lower rear body. The velocity profile is captured well by the SARC correction model, but all other models over-predict the velocity significantly. Results on several test cases will be presented.

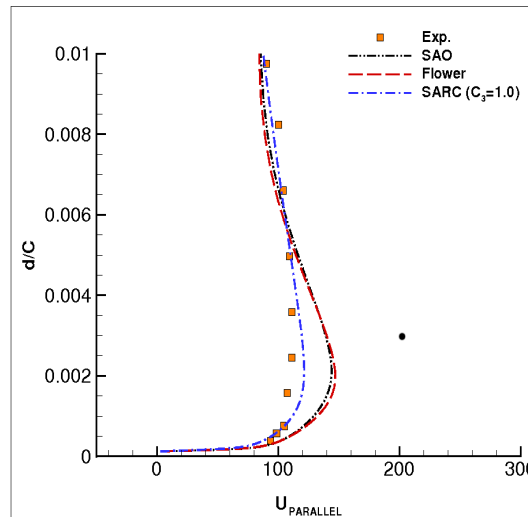


Figure 1: Profile of velocity parallel to rear body surface at and angle of 100 degrees,

Literatur:

- [1] Wilcox, D.C., „Turbulence modeling for CFD“, pp273-274
- [2] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R., *The DLR TAU code: Recent applications in research and industry*, in: European Conference in Computational Fluid Mechanics, Egmond aan Zee, ECOMASS CFD 2006 (2006)
- [3] Konrath, R., Klein, C., Engler, R.H., Otter, D. *Analysis of PSP Results Obtained for the VFE-2 65° Delta Wing Configuration at Sub- and Transonic Speed*, AIAA-Paper 2006-0060, 2006.
- [4] Moir, I.R.M., *Measurements on a Two-Dimensional Aerofoil with High Lift Devices*, AGARD AR 303, Vol II, pp A2.1-A2.12, 1994.
- [5] Novak, C.J., Cornelius, C.K., Roads, R.K., 1987, American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper 87-0155, *Experimental investigation of the circular wall jet on a circulation control airfoil*
- [6] Melber, S. (2002) *Wirbelkorrektur für Ein- und Zweigleichungs-Turbulenzmodelle und Implementation für das Spalart-Allmaras Turbulenzmodell in den Strömungslöser DLR-TAU*. DLR-Interner Bericht. IB 124-2002/17.
- [7] Dol, H.S., Kok, J.C., Oskam, B., *Turbulence Modelling for Leading-Edge Vortex flows*, AIAA Paper 2002-0842, 2002
- [8] Hellsten, A., *Some improvements in Menter's $k-\omega$ SST Turbulence Model*, AIAA-98-2554
- [9] Spalart, P.R., and Shur. M. *On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature*, Aerosp. Sci. Technol., 1, No. 5, 297 (1997).
- [10] Shur. M., Strelets. M.K., Travin. A.K., and Spalart, P.R., *Turbulence modeling in rotating and curved channels: Assessing the Spalart-Shur correction*, AIAA J., 38, 784 (2000)

weiteres Vorgehen:

Completion of best practise guidelines within industrial usage framework.

Datum: 30.06.2010

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation, Transportflugzeuge

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Georg Wellmer

Institution: Lehrstuhl für Computergestützte Analyse Technischer Systeme (CATS) der RWTH Aachen

Adresse: Schinkelstr. 2
52062 Aachen

Telefon: 0241 / 80-99912
e-mail: wellmer@cats.rwth-aachen.de

Weitere Partner: Prof. Marek Behr, PhD, Prof. Dr.-Ing. Josef Ballmann

Thema: Erweiterung einer aeroelastischen Simulationsumgebung auf Konfigurationen mit Starrkörperfreiheitsgraden

Ausgangssituation:

In den vergangenen Jahren sind aeroelastische Simulationsverfahren so weit herangereift, dass sie eine feste Rolle im Flugzeugvorentwurf behaupten können. Vor allem partitionierte Verfahren, die auf bestehenden Lösern für die Einzelfelder Strömung und Strukturverformung aufbauen, haben sich für diese Aufgabe als gut geeignet erwiesen. Partitionierte Verfahren benötigen eine geeignete Schnittstelle, die den Informationsaustausch zwischen den Einzelfeldlösern sicherstellt durch ihre Synchronisation und die konservative Projektion von Lasten und Verformungen zwischen der umströmten Oberfläche und der Struktur. Der partitionierte Ansatz wird auch am CATS mit dem aeroelastischen Programmpaket SOFIA (Solid-Fluid-Interaction) [1], [2] besprochen. Sein modularer Aufbau erlaubt die Kopplung mit verschiedenen Strömungs- und Strukturlösern. SOFIA ist in einer Reihe von Projekten erfolgreich angewandt und ausführlich gegen stationäre und instationäre Windkanalexperimente im Unter- und Transschall [2], [3] validiert worden. Allen bisher untersuchten Konfigurationen ist allerdings gemeinsam, dass sie eingespannt waren. Dieses entspricht für Windkanalmodelle der Realität, stellt jedoch für die Simulation von realen Flugzeugen eine wesentliche Vereinfachung dar. Gerade bei modernen Transportflugzeugen hoher Kapazität mit großen Spannweiten und leichten und damit elastischen Strukturen rücken die elastischen Eigenfrequenzen in den Bereich der flugmechanischen Starrkörpereigenfrequenzen [4]. Somit wird zunehmend eine gekoppelte Betrachtung der Aeroelastik und der Flugmechanik erforderlich.

Ziel:

Die vorgestellten Arbeiten betreffen die Erweiterung des bestehenden aeroelastischen Programmpakets SOFIA auf Konfigurationen mit Starrkörperfreiheitsgraden. Ziel ist die Direktsimulation des frei fliegenden elastischen Flugzeuges im Zeitbereich.

Lösungsweg:

Für die Miteinbeziehung der Starrkörperfreiheitsgrade in die aeroelastische Simulation wird am CATS ein Separationsansatz verfolgt. Hierbei werden die (relativ zu den charakteristischen Ausdehnungen) kleinen elastischen Verformungen von den prinzipiell beliebig großen starren Verschiebungen und Verdrehungen getrennt. Dieses Vorgehen bedingt die Einführung eines quasi-körperfesten, trägheitsgemittelten Laborsystems. Seine Definition nach Milne [5] stellt sicher, dass die elastischen Verformungsgeschwindigkeiten in den globalen Formulierungen für Drall und Impuls nicht explizit auftreten. Die gewöhnlichen Formulierungen

Datum:

STAB

des Impulssatzes und des Drallsatzes sind somit ausreichend zur Beschreibung der Starrkörperbewegung. Diese steht jedoch über die Verteilung der lokalen Trägheitslasten im Zusammenhang mit der elastischen Strukturverformung, weswegen im Instationären eine numerisch enge Kopplung dieser Einzelfelder erforderlich ist. Aufgrund des Rangdefizits der Steifigkeitsmatrix einer Struktur mit Starrkörperfreiheitsgraden erfolgt die Berechnung der Strukturverformung zweckmäßig in modalen Koordinaten. Im Stationären kehrt sich die Simulationsaufgabe für das Einzelfeld der Starrkörperbewegung praktisch um: Ziel ist hier nicht die Berechnung von starren Translationen und Rotationen aus gegebenen Gesamtlasten. Vielmehr werden nun zusätzliche Kräfte und Momente gesucht, mit denen sich für einen definierten stationären Flugzustand ein Gleichgewicht einstellt. Diese Trimmkräfte und -momente werden wie bei einem realen Flugzeug über Ausschläge von Steuerflächen, die Aufbringung von Schubkräften und die Veränderung des Anstellwinkels erzielt. Ein solcher getrimmter Flugzustand wird nicht nur als Ausgangspunkt für instationäre Simulationen benötigt, sondern stellt bereits in sich ein erstrebenswertes Simulationsergebnis dar, z.B. für die Ermittlung des Trimmwiderstands im Reiseflug. Da die flugdynamischen Derivativa einer Konfiguration für einen gegebenen Flugzustand nicht a priori bekannt sind, werden sie während der gekoppelten Simulation mit einem Least-Squares-Fit aus der aufgezeichneten Historie der Trimmgrößen und der resultierenden Lasten abgeschätzt. Zu Anfang einer Simulation, wenn noch keine Historie vorhanden ist, müssen die Trimmgrößen explizit angeregt werden. Sowohl während stationärer als auch während instationärer Simulationen müssen dem Strömungslöser in jedem Kopplungsschritt der Anströmvektor und die Drehgeschwindigkeit übermittelt werden.

Ergebnis:

Zum jetzigen Zeitpunkt sind der stationäre Trimmelalgorithmus und die stationäre Kopplung mit dem Strömungslöser realisiert und erprobt worden. Insbesondere ist die Eignung des Verfahrens zur Trimmung des Geradeausflugs und des stationären Kurvenflugs mit einer einfachen dreidimensionalen Konfiguration in reibungsfreier Strömung nachgewiesen worden. Die numerisch enge instationäre Kopplung zwischen elastischer Strukturdeformation und Starrkörperbewegung ist implementiert, jedoch steht noch die instationäre Kopplung der Starrkörperbewegung mit dem Strömungslöser aus.

Literatur:

- [1] Reimer, L., Wellmer, G., Braun, C., Ballmann, J.: Computational Methods for Aero-Structural Analysis and Optimization of Aircrafts based on Reduced-Order Structural Models. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*; **107**:135-150, Springer Verlag, 2009
- [2] Braun, C.: Ein modulares Verfahren für die numerische aeroelastische Analyse von Luftfahrzeugen. Dissertation, RWTH Aachen, 2008
- [3] Reimer, L., Boucke, A., Ballmann, J., Behr, M.: Computational Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics (HIRENASD) Experiments. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2009*; paper IFASD-2009-130, Seattle, USA, 2009
- [4] Förtsch, H.: New Ultra High Capacity Aircraft (UHCA) - Challenges and Problems from an Aeroelastic Point of View. *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*; **18**:219-231, 1994
- [5] Milne, R. D.: Dynamics of the Deformable Aeroplane. Part I. – The Equations of Motion. Part II. – A Study of the Trim State and Longitudinal Stability of the Slender Integrated Aeroplane Configuration. *Ministry of Aviation Aeronautical Research Council Reports and Memoranda*; R. & M. No. 3345, 1962

Weiteres Vorgehen:

Die nächsten Schritte umfassen zum einen die Anwendung des Trimmelalgorithmus' auf eine realitätsnahe Konfiguration in reibungsbehafteter Strömung, und fernerhin die Vervollständigung der Simulationsumgebung durch die instationäre Kopplung aller drei Teilfelder Strömung, Struktur und Starrkörperbewegung.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachkreis Mess- und Versuchstechnik

Ansprechpartner: Martin Bitter, Alexander Friedl, Sonja Schulze, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, Universität der Bundeswehr München

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089 – 6004 – 2132
e-mail: martin.bitter@unibw.de

Weitere Partner: Forschergruppe DFG-FOR 1066 der Deutschen Forschungsgemeinschaft

Thema: Einsatz optischer Messmethoden zur Bestimmung der Oberflächendruckverteilung an einer Durchflussgondel im Niedergeschwindigkeitsbereich

Stichworte: Druckempfindliche Farbe (PSP), Optischer Fluss, Oberflächenrekonstruktion

Ausgangssituation: Im Rahmen des DFG Sonderforschungsbereiches FOR 1066 wird das Überziehverhalten von Triebwerksgondeln erforscht und Lösungsansätze zur Leistungssteigerung unter Einhaltung von Sicherheitsrichtlinien im Grenzbereich erarbeitet. An der Universität der Bundeswehr München (UniBwM) wird eine Durchflussgondel untersucht, deren Strömungsbedingungen am Einlauf einer realen Triebwerksgondel am Flugzeug nachempfunden sind, [1].

Ziel: Im Rahmen dieser Arbeit wird die Untersuchung einer im Einlaufbereich befindlichen Ablöseblase mit Hilfe der Pressure-Sensitive Paint-Messmethode (PSP) zur flächigen Bestimmung von Oberflächendruckverteilungen vorgestellt. Dabei soll vor allem deren räumliche Ausdehnung bei unterschiedlichen Beeinflussungen der Strömung untersucht werden. Um den Vergleich mit Ergebnissen aus numerischen Simulationen anderer Projektteilnehmer herstellen zu können und eine Optimierung der Gondel-Performance zu erzielen, ist eine solide Basis an Strömungsinformationen im Einlauf erforderlich.

Lösungsweg: Am Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik wird seit einiger Zeit die radiometrische PSP – Messtechnik erfolgreich eingesetzt, [2]. Bei diesen Messungen kommt eine 2-Komponentenfarbe zum Einsatz, welche ein drucksensitives Molekül Platinum-tetra(pentafluorophenyl)porphine (PtTFPP) und ein Referenzmolekül zur Korrektur von

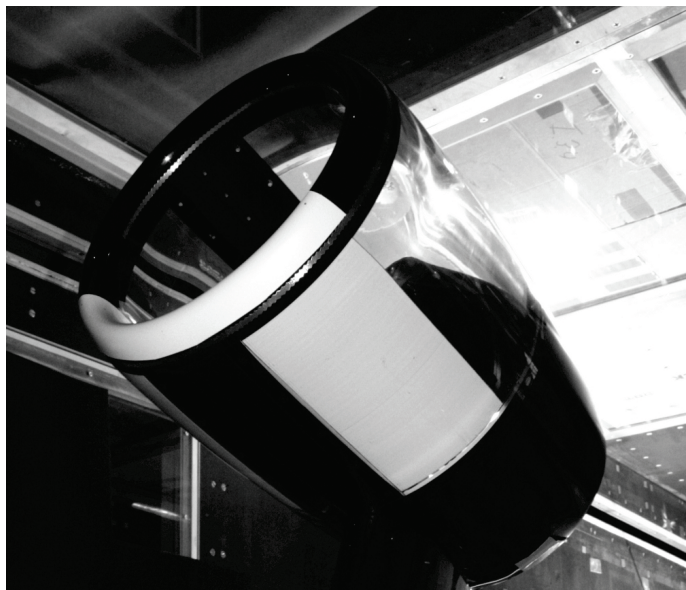


Abb. 1. Durchflussgondel mit Pressure-Sensitive Paint Beschichtung im Atmosphärischen Windkanal München.

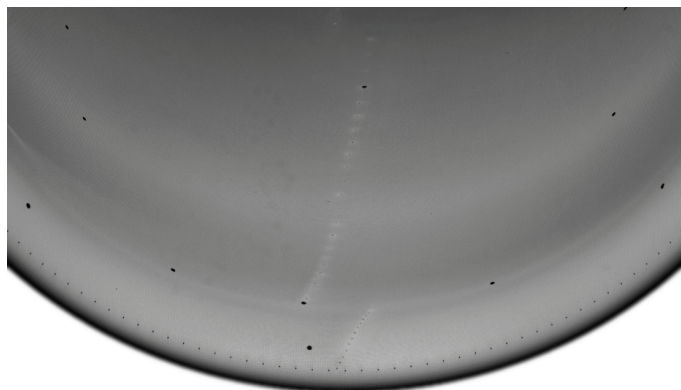


Abb. 2. Verteilung der Marker auf der Gondeloberfläche, Gesamtanzahl: 14.

Beleuchtungsinhomogenitäten beinhaltet. Die Anregung beider Lumino-phore erfolgt bei $\lambda_{\text{ex}} = 400 \text{ nm}$ mit Hilfe von LEDs und die Signaltrennung der abgestrahlten Intensitäten mit Hilfe zweier Kameras und entsprechender Filter. Für eine spätere Ausrichtung der beiden Kamerabilder ist das Vorhandensein von 3d-Markern auf der Gondeloberfläche notwendig. Eine Subpixel genaue Kenntnis der 3d-Markerpositionen ist für die Bestimmung des Druckverlaufs essentiell. Da sowohl die Marker manuell aufgebracht wurden als auch Fertigungsungenauigkeiten der Gondelkontur nicht auszuschließen sind, wurde das Modell optisch vermessen. Die Bestimmung der Oberflächenkontur erfolgte mittels aufprojizierter Muster, welche von stereoskopisch angeordneten, kalibrierten Kameras aufgenommen wurden. Die Disparitäten in den Einzelaufnahmen wurden genutzt, um über eine Triangulation die dreidimensionalen Koordinaten der entsprechenden Oberflächenpunkte mit zwei unterschiedlichen Verfahren zu bestimmen. Zum einen wurde ein korrelationsbasierter Ansatz verfolgt, der Vorteile im Rechenaufwand verspricht, aber zu Ungenauigkeiten durch Interpolation innerhalb der Korrelationsfenster, besonders bei starken Krümmungen, führt. Des Weiteren wurde eine Methode des optischen Flusses [3] verwendet, um die Subpixel genauen Disparitäten zwischen den Kamerabildern zu bestimmen. Dadurch lässt sich für jedes Pixel der aufgezeichneten Oberfläche eine Höheninformation bestimmen und die Messgenauigkeit erhöhen. Die anschließenden Druckmessungen wurden im atmosphärischen Windkanal München bei $U_{\infty} = 38 \text{ m/s}$ für verschiedene Anstellwinkel $\alpha = [19 \dots 26]^\circ$ durchgeführt.

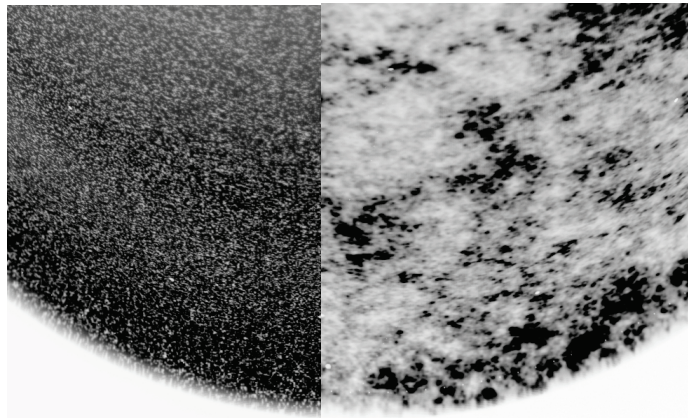


Abb. 3. Aufprojizierte Muster (invertierte Darstellung) zur Oberflächenrekonstruktion mit Korrelationsansatz (links) und Methode des optischen Flusses (rechts).

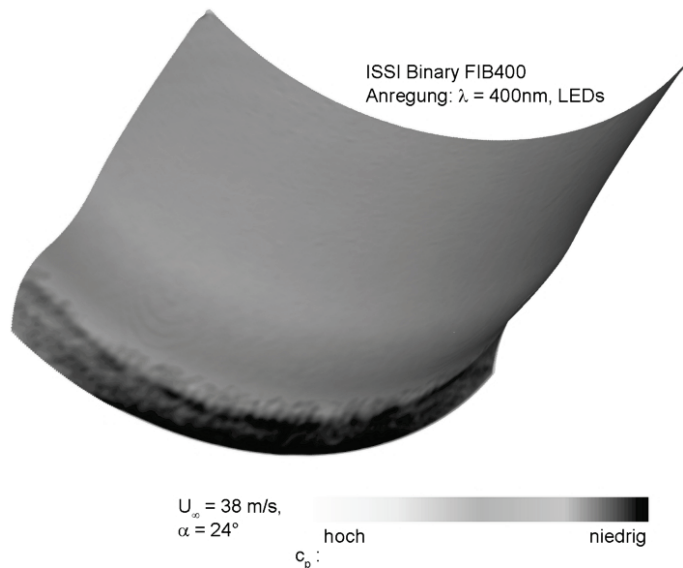


Abb. 4. Mit PSP gemessene Druckverteilung auf der rekonstruierten Gondeloberfläche für $\alpha = 24^\circ$ bei $U_{\infty} = 38 \text{ m/s}$.

Ergebnis: Die Rekonstruktion der Gondeloberfläche konnte erfolgreich durchgeführt und die Markerpositionen hinreichend genau bestimmt werden. Die geringen Δc_p auf der Oberfläche konnten mit der PSP-Messmethode aufgelöst werden.

Literatur:

- [1] Schulze S, Kähler CJ, Radespiel R (2007): *On the Comparison of Stalling Flow-Through Nacelles and Powered Inlets at Take-Off Conditions*. 1st CEAS Conference, Berlin, Germany, 10.-13. September.
- [2] Bitter M, Klein C, Kähler CJ (2009) *PSP und μ PSP Untersuchungen zur Freistrah / Wand-Interaktion im Unter- und Überschall*. GALA, Erlangen, 8.-10. September.
- [3] Friedl A, Kähler CJ (2009) *Shape and Deformation Measurement of Naturally Textured Surfaces using Optical Flow*. PIV09, Melbourne, Australia, 25.-28. August.

Weiteres Vorgehen: Die Optimierung der Aufnahme- und Beleuchtungskonfigurationen für PSP-Messungen an allen Anlagen des Instituts wird fortgesetzt um die Genauigkeit besonders bei Niedergeschwindigkeitsmessungen weiter zu steigern.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Isabella Buecker, Daniel-Christian Karhoff, Michael Klaas, Wolfgang Schröder

Institution: Aerodynamisches Institut & Lehrstuhl für Strömungslehre, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen

Telefon: 0241-8095571

e-mail: i.buecker@aia.rwth-aachen.de

Thema: PIV Measurements of In-Cylinder Flow of Four-Valve Piston Engines

Ausgangssituation:

Since the transport sector in the European Union accounts for approximately 30 % of the total energy consumption, it is of utmost importance to shift society's dependence from fossil to renewable energy sources in order to sustain energy supply and to reduce CO₂ emissions. The cluster of excellence "Tailor-Made Fuels from Biomass" funded by the German Research Foundation (DFG) focuses on the development of new, biomass-based synthetic fuels. The characterization of tailor-made fuels concerning their suitability for efficient combustion processes requires a detailed knowledge of the flow field and the fluid mechanical properties of the air-fuel mixture prior to ignition. Therefore, the flow field in the cylinder of a four-valve piston engine is measured via 2C/2D particle-image velocimetry (PIV). The optical access is achieved via a combination of a quartz glass cylinder, pent roof combustion chamber, and quartz glass piston crown.

Ziel:

2C planar PIV measurements are to be carried out in several axial planes within the cylinder of a specially designed four-valve piston engine. Mean velocity vector fields and the distribution of the turbulent kinetic energy are to be obtained for selected crank angles and engine speeds by ensemble averaging. The vector fields are expected to show an in-cylinder flow of highly three-dimensional character. The measurement results will be compared to the flow field of a transparent engine with different engine geometries [7] to assess the influence of engine geometry on the flow field. The results will further serve as a basis of comparison for future fully three-dimensional measurements with holographic particle-image velocimetry (HPIV).

Lösungsweg:

The PIV system consists of a pulsed Nd:YAG Laser "Solo 200XT" by New Wave, a PCO Sensicam qe double shutter PIV camera, and a Nikon lens with a focal length of 105 mm and a minimum f-number of 1.8. The maximum laser energy is 200mJ per double pulse and the maximum frequency is 15 Hz. The light sheet is produced by a system of 4 lenses and possesses a thickness of approximately 1 mm. The measurement plane covers the complete cylinder stroke. Reflections on the quartzglass cylinder are widely reduced by inserting the lightsheet through the piston crown as opposed to inserting the lightsheet from the side through the quartz glass cylinder. The PCO Sensicam qe has a resolution of 1280×1024 pixels at a frame rate of 8 Hz. For a crank angle of 180° after top dead center (atdc), the camera is used in full frame mode. Hence, every third intake stroke is measured for an engine speed of 2000 rpm. Depending on the crank angle, the frame size is reduced. DEHS particles (Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat) with a mean diameter of 0.5µm are used as tracer particles. The flow in the symmetry plane of the cylinder is recorded for crank angles between 40° and 320° atdc in steps of 10° crank angle. The flow within the remaining measurement planes is recorded for 80°, 160°, and 240° atdc. Ensemble-averaged data is yielded by recording about 100 double images for each measurement plane and crank angle.

Ergebnis:

Experimental investigations of in-cylinder flow show large vortical structures during the intake stroke, including the dominant ring vortices beneath the inlet valves [7]. The spatial variance of the turbulent kinetic energy decreases at increasing crank angle after approx. 90° CA atdc. The measurements show intricate three-dimensional flow structures evidencing the necessity to use holographic PIV to instantaneously capture the complete flow field.

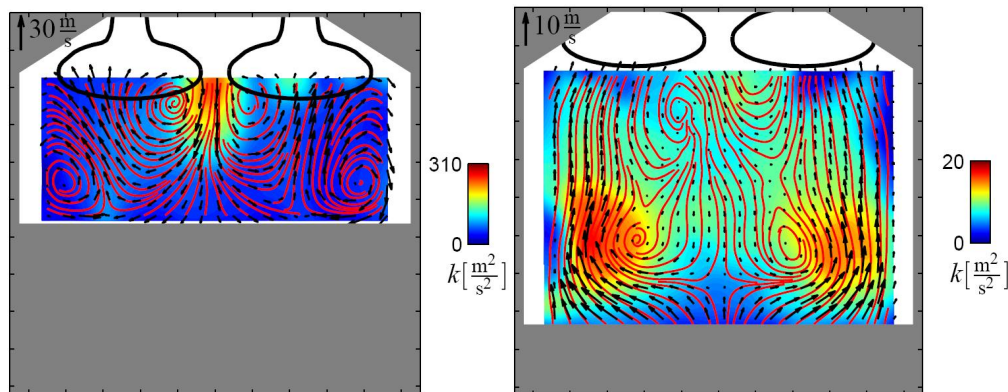


Figure 1: Velocity field (arrows), streamlines (red lines), and turbulent kinetic energy (color code) at crank angles of 80° and 240° atdc in the symmetry plane between the inlet and outlet valves [7].

Literatur:

- [1] R.B. Rask, Laser Doppler anemometer measurements in an internal combustion engine. SAE paper 790094 (1979).
- [2] J.B. Heywood, Fluid motion within the cylinder of internal combustion engines, J. Fluid. Eng. 109, 3-35 (1987).
- [3] J.B. Heywood, Internal Combustion Engine Fundamentals, McGraw-Hill, New York (1988).
- [4] N. Ozdor, M. Dulger, E. Sher, Cyclic Variability in Spark Ignition Engines – A Literature Survey, SAE paper 940987 (1994).
- [5] P. Stansfield, G. Wigley, T. Justham, J. Catto, G. Pitcher, PIV analysis of in-cylinder flow structures over a range of realistic engine speeds, Exp. Fluids 43, 135-146 (2007).
- [6] R.F. Huang, K.H. Lin, C.-N. Yeh, In-cylinder tumble flows and performance of a motor-cycle engine with circular and elliptic intake ports, Exp. Fluids 46, 165-179 (2009).
- [7] J. Dannemann, K. Pielhop, M. Klaas, W. Schröder, Cycle-Resolved Multi-Planar Flow Measurements in a Four-Valve Combustion Engine, submitted to Exp. Fluids (2009).
- [8] C. Arcoumanis, S.N. Godwin, J.W. Kim, Effect of tumble strength on combustion and exhaust emissions in a single-cylinder, four-valve, spark-ignition engine, SAE paper 981044 (1998).
- [9] C.W. Hong, S.D. Tarn, In-cylinder tumble flow field measurements and predictions, J. Eng. Gas Turbines Power 123, 139-145 (2001).
- [10] R. Konrath, W. Schröder, W. Limberg, Holographic particle image velocimetry applied to the flow within the cylinder of a four-valve internal combustion engine, Exp. Fluids 33, 781-793 (2002).

Weiteres Vorgehen:

Further investigations will be based on an increase in spatial resolution to identify coherent structures and an increase in measured crank angles to analyze the temporal development of these flow structures within the whole cylinder. Fully three-dimensional measurement methods like holographic particle-image velocimetry (HPIV) [10] are capable of analyzing the complete in-cylinder flow field in detail. The already existing HPIV measurement system has been applied to measuring a ring vortex as a generic test case. This measurement technique will be refined concerning spatial resolution and adapted to the specific case of the flow field of the engine.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe: Experimentelle Aerodynamik / Messtechnik

Ansprechpartner: Sven Grundmann

Institution: Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151 16 6212
64347 Griesheim

e-mail: grundmann@csi.tu-darmstadt.de

Weitere Partner: Michael Markl und Bernd Jung Universitätsklinikum Freiburg

Thema: 3D3C Geschwindigkeitsmessungen in einer Drallströmung mithilfe von Kernspintomografie

Ausgangssituation:

Die sogenannte Zyklonkühlung ist eine vielversprechende Methode zur Innenkühlung von Turbinenschaufeln einer Gasturbine. Speziell in der Vorderkante der Schaufeln könnte diese Methode anstelle der üblicherweise eingesetzten rippenbesetzten Kanäle zur Anwendung kommen. Die Zyklonkühlströmung ist eine Rohrströmung mit starkem Drall. Diese Tatsache macht es schwierig, die Strömung im Detail zu vermessen, wenn herkömmliche Laser-Optische Methoden zum Einsatz kommen sollen. Der starke Drall erzeugt Zentrifugalkräfte, welche in Kombination mit einer Schichtung von stromauf und stromabgerichteten Strömungsschichten einen Mangel an Seeding Partikeln im Kern dieser Strömung bewirken. Diese Komplexität der Strömung macht die Verfügbarkeit dreidimensionaler Geschwindigkeitsfelder wünschenswert um einerseits die Physik dieser Strömung im Detail zu verstehen und andererseits eine Optimierung der Designparameter zu ermöglichen,

Ziel:

Im vorgestellten Projekt wird ein Versuchsaufbau entwickelt, der es erlaubt diese Art von Strömungen mit Hilfe von Kernspintomografie zu vermessen. Es sollen 3D3C Datensätze der Geschwindigkeitsvektoren mit einer räumlichen Auflösung von 1mm^3 Voxelgröße erzeugt werden.

Lösungsweg:

Dafür wird ein generisches Modell eines Zyklonrohres mit angeschlossenem Drallerzeuger aus Kunststoff hergestellt, sowie ein Pumpensystem welches das über Schläuche angeschlossene Modell mit einem konstanten Wasser Volumenstrom versorgt. Dieses Modell wird sodann in einem herkömmlichen klinischen Kernspintomografen installiert und vermessen. Hierzu werden Sequenzen von Magnetfeldgradienten und HF Impulsen angewendet, wie sie auch für die bekannten bildgebenden Messungen in Kernspintomografen Verwendung finden. Bei diesen Messverfahren werden die Spins der Wasserstoffkerne im Magnet-

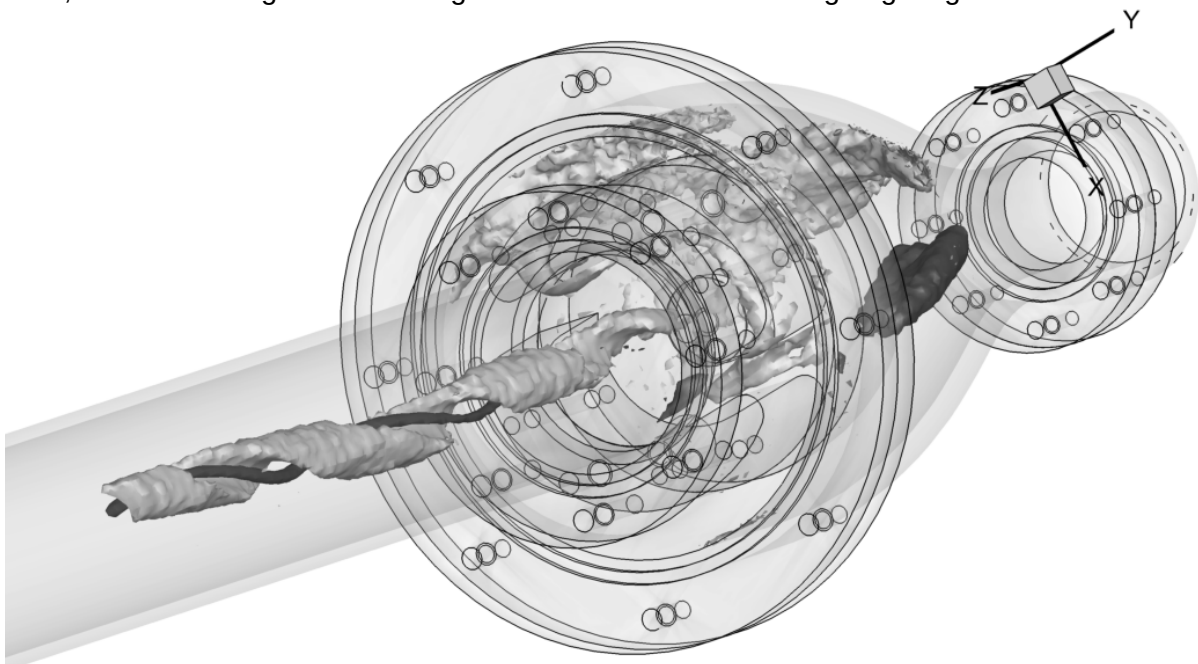
Datum:

STAB

feld ausgerichtet und angeregt, um ein messbares elektromagnetisches Signal abzugeben. Über eine Fourier Transformation kann über zuvor aufgeprägte Phasen- und Frequenzcodierung dieser Signale die Ortsinformation wiederhergestellt werden. In der für bildgebende Verfahren vernachlässigte Phaseninformation im Ergebnis der Fourier Transformation kann auch die zuvor codierte Geschwindigkeitsinformation wiederhergestellt werden.

Ergebnis:

Diese Messmethode liefert im Ergebnis vollständige dreidimensionale Geschwindigkeitsfelder mit einer räumlichen Auflösung von 1mm^3 . In diesem speziellen Fall beträgt der Rohrdurchmesser 44mm und entsprechend werden ca. 1500 Vektoren in Schnitten normal zur Rohrachse auf einer Länge von 400mm ermittelt. Die Geschwindigkeitsdaten haben eine Messunsicherheit von weniger als 10%. Die Messungen dauern je 6 Minuten. Um ein besseres Signalrauschverhältnis zu erhalten, werden drei dieser Datensätze gemittelt. Da das Magnetfeld nicht perfekt homogen ist und zusätzlich das Messobjekt eine leichte Veränderung des Magnetfeldes verursachen kann, wird zusätzlich eine Flow-Off Messung durchgeführt, und als Hintergrund von der gemittelten Flow-On Messung abgezogen.



Die Abbildung zeigt transparent den Drallerzeuger mit vorgeschaltetem Diffuser auf der rechten Seite und das eigentliche Drallrohr auf der linken Seite. Dunkel eingefärbt ist die Isofläche eines schnellen stromabgerichteten Jets (nach links) umschlungen von einer stromaufgerichteten langsamen Strömung. (hell eingefärbt). Beide sind eingebettet in einer nicht dargestellten schnell rotierenden Strömung nach links.

Weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen der Drallströmung mithilfe der MRV Messmethode werden fortgesetzt und um Parameterstudien in Bezug auf die Reynoldszahl, die Drallzahl, die Rohrlänge und die Variation einer Blende am Austritt des Drallrohres erweitert. Bei der Auswertung der Daten wird einerseits die Qualität der Messdaten im Detail untersucht, insbesondere im Bezug auf das Signal-Rauschverhältnis und andererseits die Einflüsse der genannten Parameter auf die Ausbildung und Struktur der Drallströmung.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Tania Kirmse

Institution: DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/ 709 2252
e-mail: tania.kirmse@dlr.de

Weitere Partner: DLR Göttingen, Institut für Aeroelastik
DNW/ TWG

Thema: Untersuchung des Einflusses aero-optischer Effekte auf Deformationsmessungen in transsonischen Strömungen

Ausgangssituation:

Die Ablenkung von Lichtstrahlen beim Passieren von Dichtegradientenfeldern wird einerseits zur Visualisierung und Messung jener Dichtefelder ausgenutzt, kann die Ergebnisse anderer optischer Messverfahren, wie Image Pattern Correlation Technique (IPCT), PIV oder PSP allerdings verfälschen. Die Triangulationsverfahren, die den optischen Deformationsverfahren zugrunde liegen, um die 3D-Oberfläche eines Windkanalmodells und dessen Deformation unter Windlast zu ermitteln, setzen einen geraden Lichtstrahlverlauf voraus. Wird die Oberfläche aufgrund der Dichtegradienten im Blickfeld der Kamera durch gekrümmte Lichtstrahlen abgebildet, kann dies zu virtuellen Deformationen im Messergebnis führen. Die Größe der Lichtstrahlablenkung ist nicht nur von der Stärke des Dichtegradienten, sondern auch sehr stark von der Blickrichtung des abbildenden Systems und der Integrationslänge abhängig.

Ziel:

Am Beispiel einer IPCT-Messung soll im Vorfeld die Größenordnung des aero – optischen Effektes abgeschätzt und im Anschluss mit den Messergebnissen validiert werden. Die Vorstudie soll ermitteln, für welche Kamerablickrichtungen und Kombinationen zu Stereosystemen die maximalen bzw. minimalen Effekte festzustellen sind, um darauf aufbauend eine Optimierung des Messaufbaus zu ermöglichen.

Lösungsweg:

Basierend auf [1] und dem Particle Tracer des DLR-TAU-Code [2] wurde ein Raytracer entwickelt, der den Lichtstrahlverlauf ausgehend von einem Startpunkt und einer Startrichtung in einem Dichtegradientenfeld berechnet. Es wurde ein Lochkameramodell implementiert. Unter Vorgabe der Kameraposition und -ausrichtung, sowie den Angaben zur Chipgröße und Brennweite des Objektivs wird die Startrichtung der Lichtstrahlen abhängig von den Pixelkoordinaten der Kamera bestimmt. Das Projektionszentrum bildet jeweils den Startpunkt. Für jeden Lichtstrahl wird sowohl ein geradliniger Referenzstrahl als auch der abgelenkte Lichtstrahl verfolgt. Ausgegeben werden die Aufschlagpunkte und –richtungen beider Strahlen im 3D - Weltkoordinatensystem, aus denen sich die lokalen virtuellen Verschiebungen ergeben.

STAB

Über eine Triangulation für zwei Kamerasichten kann dann die virtuelle aero-optische Deformation ermittelt werden. Für das Kameramodell werden die Verschiebungen zusätzlich in den Pixelkoordinaten der Kamera ausgegeben. Dieses Ergebnis entspricht einer virtuellen Background Oriented Schlieren (BOS) Messung. So kann der Raytracer auch zum Vergleich von optischen Dichtemessverfahren mit CFD-Lösungen genutzt werden.

Eine IPCT – Messung an einem NACA0010 – Profil mit einer Profiltiefe von 30 cm wurde im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) als Demonstrationsexperiment durchgeführt. In einer Raytracer – Vorstudie wurde anhand einer vereinfachten 2D - Strömungslösung der aero-optisch sensitive Bereich der Kamerablickrichtung ermittelt, um danach den Messaufbau auslegen zu können. Die Nutzung dreier Kameras ermöglicht die IPCT - Auswertung für verschiedene Stereo – Paarungen, so dass eine Trennung der wahren Modelldeformation von der virtuellen Verschiebung ermöglicht wird.

Ergebnis:

Die Messungen bestätigten die in der Vorstudie bestimmte aero-optisch sensitive Fensterposition. Der Vergleich zwischen den Raytracer – Simulationen und den gemessenen aero-optischen Verschiebungen zeigte eine gute Übereinstimmung (Abb. 1). Es zeigte sich allerdings auch, dass die Genauigkeit des Raytracers stark abhängig von der Genauigkeit und der Auflösung der CFD – Lösung, sowie von der Genauigkeit der Kamerakalibrierung, d.h. der Bestimmung der Kameraposition, - ausrichtung und Brennweite der Messung, ist.

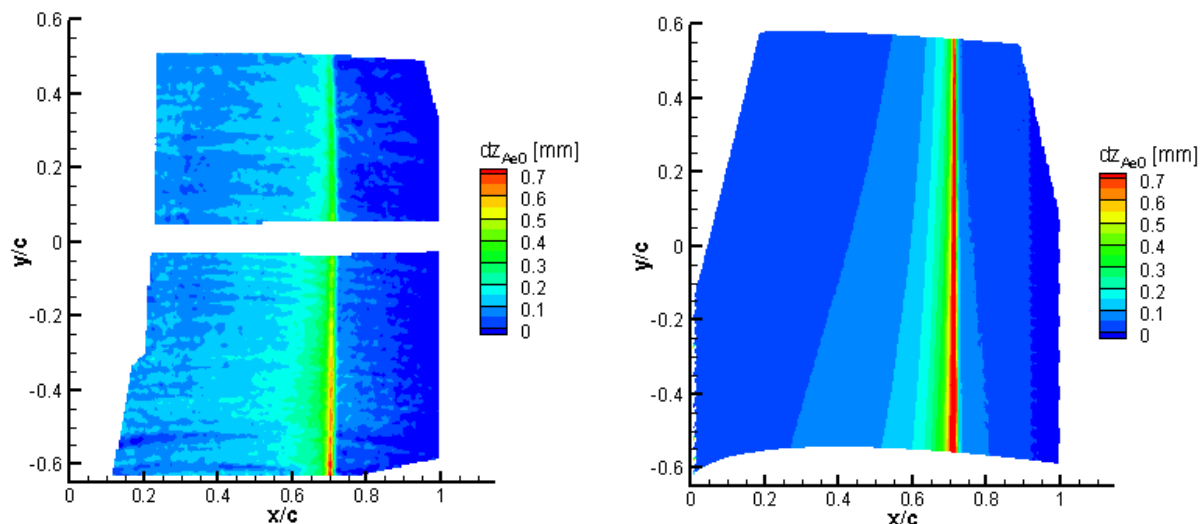


Abb. 1: Aero- optische Verschiebung Mach 0.85, $\alpha = 1^\circ$, Ergebnis der IPCT – Messung (links) und der Raytracer - Simulation (rechts)

Literatur:

- [1] Sharma A, Kumar D V, Ghatak A K, Tracing rays through graded-index media: a new method. Appl. Opt., Vol. 23, No. 10, pp. 984-987, 1982.
- [2] Widhalm M, Ronzheimer A and Meyer J. Lagrangian Particle Tracking on Large Unstructured Three-Dimensional Meshes. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno Nevada USA, 472, 2008.
- [3] Kirmse T, Gardner A, Kromholz C. Density effects in model deformation measurements on a NACA0010 – airfoil in a transonic flow. 14th International Symposium on Flow Visualization, June 21-24, Daegu, South Korea, 2010

Weiteres Vorgehen:

- Anwendung des Raytracer – Verfahrens zur Auslegung von Messaufbauten im Windkanal und für Flugversuche
- Anpassung der Raytracer – Ausgabe für weitere Dichtemessverfahren

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Analyse und Messverfahren

Ansprechpartner: Christian Klein, Ulrich Henne, Werner Sachs

Institution: DLR-Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10 **Telefon:** 0551/709-2440
37073 Göttingen **e-mail:** Christian.Klein@dlr.de

Weitere Partner: Uwe Beifuß, Vlado Ondrus, Lehrstuhl für Bioorganische Chemie,
Institut für Chemie, Universität Hohenheim
Holger Mai, DLR-Göttingen, Institut für Aeroelastik
Martin Bruse, DNW-TWG

Thema: **Instationäre Druckmessung mittels Pressure-Sensitive Paint (PSP) am flexiblen Flügelmodell AEROSTABIL-A im DNW-TWG**

Ausgangssituation:

Aufgrund der bisher präsentierten Messergebnisse bei stationären Strömungsverhältnissen, insbesondere bei transsonischen Geschwindigkeiten, wächst die Nachfrage des PSP-Einsatzes für instationäre Strömungsprozesse. Dieses gilt nicht nur für den Bereich der Aeroelastik des Starrflüglers, sondern auch für Anwendungen an Turbomaschinen und bei Propellerströmungen. Der bisherige Einsatz von drucksensitiven Farben hat bereits gezeigt, dass die flächenhafte, zeitaufgelöste, quantitative Druckinformation zum Verständnis aerodynamischer Prozesse von erheblicher Bedeutung ist. Aufgrund einer intensiven Kooperation zwischen dem DLR und der Universität Hohenheim liegen bereits Eigenentwicklungen drucksensitiver Farbstoffe vor, die sich für instationäre Anwendungen in der Transsonik sehr gut eignen.

Ziel:

Es soll ein PSP-System zur instationären Druckmessung entwickelt werden. Hierzu ist eine PSP-Farbe mit kurzer (≤ 1 ms) Reaktionszeit sowie eine hohe Aufnahmefrequenz von Bildern (≥ 1 kHz) erforderlich. Damit kann die PSP-Technik bei periodischen und transienten Strömungen zum Einsatz kommen.

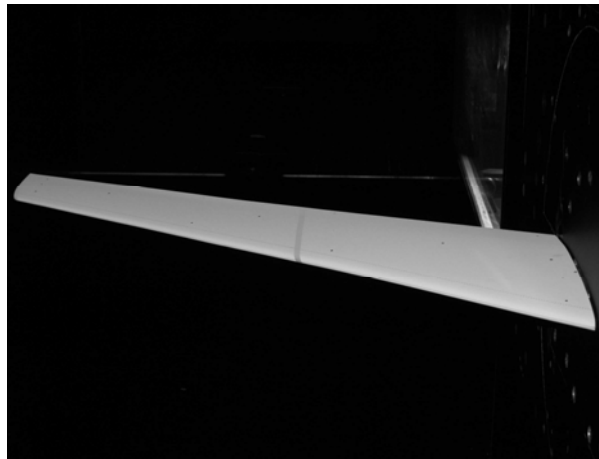
Lösungsweg:

Zusammen mit der Universität Hohenheim wurde eine für Windkanalmodelle aufsprühbare PSP-Farbe entwickelt, die eine Reaktionszeit ≤ 1 ms auf Druckänderungen besitzt. Zur genauen Bestimmung der Übertragungsfunktion der PSP-Farbe wurde eine instationäre Kalibrierkammer entwickelt und gebaut. Zur Fluoreszenzanregung der PSP-Farbe konnte die Hochleistungs-LED-Technologie eingesetzt werden. Eine schnelle Bilderfassung konnte mittels CMOS-Kameras erfolgreich realisiert werden. Die im Labor entwickelte und getestete PSP-Farbe musste nun den realen Test im Windkanalbetrieb an einem Windkanalmodell in transsonischer Strömung bestehen.

Ergebnis:

Die instationäre PSP-Farbe konnte direkt auf das Modell mittels Druckluftsprühpistole aufgebracht werden. Die instationären PSP-Messungen erfolgten auf der Saugseite eines mit bis zu 90 Hz nick-oszillierenden flexiblen AEROSTABIL-A-Modells im transsonischen Windkanal DNW-TWG. Ein detaillierter quantitativer Vergleich der instationären PSP-Ergebnisse mit denen konventioneller instationärer Kulite-Messtechnik zeigt eine gute Übereinstimmung. Die gemessenen Ergebnisse zeigen zunächst rein qualitativ sehr gut die Dreidimensionalität der Druckverteilung auf dem Modell. Quantitativ lässt sich z.B. aus den gemessenen instationären PSP-Ergebnissen die Bewegung der Stoßlagen hervorragend auswerten. Aus den nun erstmals flächig vorliegenden instationären Druckwerten konnten auch instationäre Amplituden- und Phasenverläufe flächig ermittelt werden.

Das Bild zeigt das eingebaute Modell im DNW-TWG sowie die Lage des konventionellen Druckverteilungsschnitts.

**Literatur:**

Klein, Chr., Sachs, W., Henne, U., Borbye, J., *Determination of Transfer Function of Pressure-Sensitive Paint*, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting , 4. - 7. Jan. 2010, Orlando, Florida, USA, AIAA 2010-309.

Weiteres Vorgehen:

Zukünftig sollen mittels PSP so genannte "360°-" oder "rundum-" instationäre Druckmessungen möglich sein. Damit können dann auch instationäre Kräfte ganzer Windkanalmodelle, wie auch einzelner Modellbauteile, z.B. auf Rudern oder Klappen bestimmt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fluidsysteme / Konvektionsströmungen

Ansprechpartner: Sebastian Lenk

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme (AS-FS)

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2521

Telefax: 0551-709-2241

e-mail: sebastian.lenk@dlr.de

weitere Partner: Andreas Westhoff (andreas.westhoff@dlr.de)
Claus Wagner (claus.wagner@dlr.de)

Thema: Optisches Messverfahren zur räumlichen Filmhöhenmessung transparenter Medien

Ausgangssituation:

Die Ausbildung von Flüssigkeitsfilmen an einer Grenzfläche ist in vielen Bereichen der Industrie und Wissenschaft von großer Bedeutung. Moderne wissenschaftliche Untersuchungen von Flüssigkeitsfilmen beschäftigen sich unter anderem mit Wärmetransport, Grenzflächenbeeinflussung, Korrosion, Strömungsinstabilitäten und Kondensation. Hierzu ist die Bestimmung der räumlichen Flüssigkeitshöhenverteilung von wesentlicher Bedeutung. Klassische Methoden zur Messung der Filmdicke sind meist punktuell, invasiv, nur qualitativ oder vergleichsweise aufwändig (Helbig [1]). Obwohl aktuelle Messmethoden die meisten Vorteile bisheriger Messverfahren vereinen können, sind sie für viele Experimente wie z.B. Untersuchungen zur Kondensatbildung nicht geeignet. Hierfür ist ein Messverfahren von Vorteil, welches eine zweidimensionale, nicht invasive, eindeutige und vereinfachte Vermessung der absoluten Filmhöhen eines transparenten Mediums auf einer Fläche ermöglicht.

Ziel:

Die Motivation der durchgeführten Untersuchung ist die Entwicklung eines Messverfahrens zur Höhenvermessung transparenter isotroper Medien mit bekanntem Brechungsindex. Hierbei sollen wesentliche Vorteile aktuell verwendeter Messverfahren kombiniert werden: Eindeutigkeit, Einfachheit, Nichtinvasivität und Zweidimensionalität.

Lösungsweg:

Entwickelt wurde ein optisches Messverfahren zur absoluten Höhenmessung von transparenten Medien auf einer zweidimensionalen Messebene. Die Methode ist bekannt als „A Refractive Speckle Topology Assessment“ (ARESTA). Das Verfahren beruht auf dem physikalischen Prinzip der Brechung von Licht an einer Phasengrenze, wobei durch die veränderte Ausbreitungsrichtung des Lichtstrahls im Flüssigkeitsfilm ein optischer Strahlversatz entsteht. Der optische Versatz wird mit Hilfe eines Vergleiches mit einem Referenzbild bestimmt. Hierbei bietet es sich an den Versatz mit Hilfe von Kreuzkorrelation eines Speckle- oder Streifenmusters, welches als Hintergrund dient, zu bestimmen. Unter Annahme des idealen Lochkameramodells wird zunächst mit einer Direkten Linearen Transformation (DLT) das optische Projektionszentrum der Kamera bestimmt (Raffel [2]). Im Weiteren wird die perspektivische Koordinatentransformation zwischen Sensorbild und Objekt ermittelt (Kwon [3]) sowie die räumlichen Sichtlinien und Blickwinkel konstruiert. Mithilfe des Snelliusschen Brechungsgesetzes lassen sich dann die lokalen Filmdicken berechnen.

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt bildlich die jeweiligen Schritte des Messverfahrens: das Bild eines Wasserfilms auf einem Specklemuster im Hintergrund (Abb. 1a), den optischen Versatz zum ungestörten Referenzbild

ohne Wasserfilm mit farblicher Kodierung (Abb. 1b) und die berechnete perspektivisch entzerrte räumliche Topologie der Fluidhöhen (Abb. 1c). Die Möglichkeiten, die diese Messmethode bietet, sind in Abbildung 2 zu sehen. Es ist die mit dem Verfahren bestimmte Höhenverteilung eines Tröpfchenfilms über einer Fläche von 0,75m x 0,25m abgebildet. Im Verhältnis zu der Größe der untersuchten Fläche ist es mit Hilfe nur einer Kamera trotzdem möglich selbst feine Tröpfchen mit einer Höhe von bis zu 1/10 mm aufzulösen.

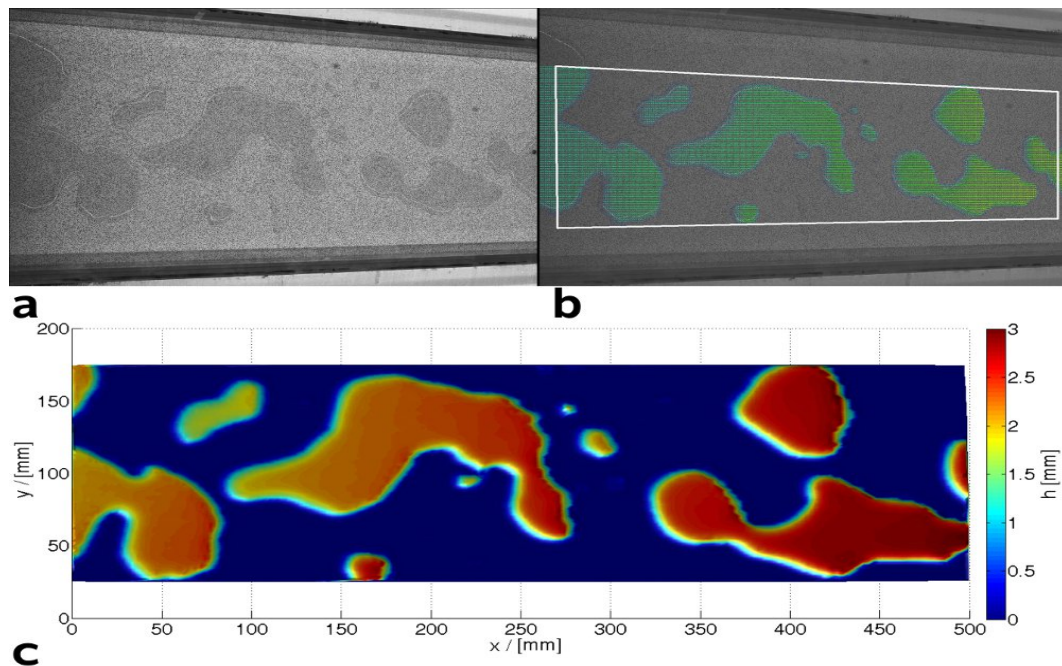


Abbildung 1: (a) Bild eines Wasserfilms, (b) optischer Versatz mit farblicher Kodierung, (c) Oberflächentopologie des Wasserfilms: Das Bild des Wasserfilms (a) wird mit einem Referenzbild ohne Wasserfilm korreliert und der optische Versatz (b) erfasst. Mittels Projektion und Lichtbrechung wird aus dem optischen Versatz die perspektivisch entzerrte Wasserfilmhöhenverteilung berechnet und die Oberflächentopologie (c) erzeugt.

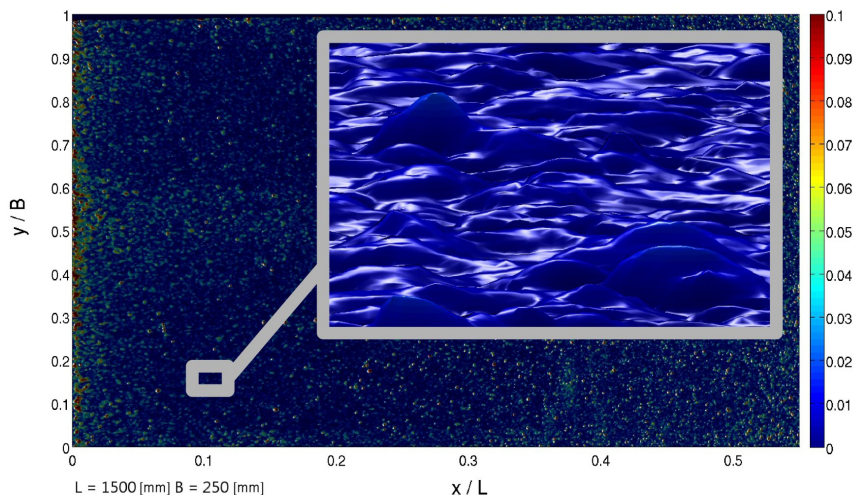


Abbildung 2: Oberflächentopologie eines Tröpfchenfilms: Über einer weit-räumigen Fläche von 0,75m x 0,25m können feine Tröpfchen mit einer Höhe < 0,1 mm aufgelöst werden.

Literatur:

- [1] Helbig K. (2007): *Messung zur Hydrodynamik und zum Wärmetransport bei der Filmverdampfung*, Dissertationsschrift, Technische Universität Darmstadt
- [2] Raffel M., Willert C.E., Wereley S.T., Kompenhans J.(2007): *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer Verlag, Berlin
- [3] Kwon Y.-H. (1998): *DLT Method*, (www.kwon3d.com/theory/dlt/dlt.html)

weiteres Vorgehen:

Das bisher entwickelte Messverfahren wird in weiterführenden Untersuchungen experimentell validiert und mithilfe synthetischer Daten überprüft. Im weiteren Verlauf soll zusätzlich eine Optimierung und Vereinfachung des Auswertungsalgorithmus durchgeführt werden. Darüberhinaus sollen Korrekturen von Fehlern die aufgrund gekrümmter Oberflächen auftreten vorgenommen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Tobias Mey

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: +49 (551) 709-2251

Telefax: +49 (551) 709-2241

e-mail: tobiasmey@web.de

weitere Partner: Andreas Westhoff, Claus Wagner

Thema: Experimentelle Untersuchung der Strömungsstruktur in einer beheizten Kanalströmung

Ausgangssituation:

In vielen technischen Anwendungen, wie z.B. bei der Solar- und Geothermie sowie bei dem Beschichtungsverfahren der chemischen Gasphasenabscheidung, spielt die dabei auftretende Strömungsstruktur eine wichtige Rolle. Sie ist ein entscheidender Faktor für den Wirkungsgrad des Bauteils bzw. für die Qualität der zu erzeugenden Oberfläche. Das Auftreten einer auftriebsinduzierten Strömung wirkt sich in den ersteren Beispielen positiv hinsichtlich des Wärmetransfers aus, im letzteren Anwendungsbeispiel hat es jedoch den negativen Effekt einer inhomogenen Beschichtung zur Folge (1).

Die Optimierung der genannten Anwendungen und Verfahren erfordert grundlegende Kenntnisse über die Bedingungen für die Entstehung einer solchen Mischkonvektion (i.e. die Überlagerung von erzwungener und freier Konvektion).

Ziel:

Für einen generischen Wärmetauscher, d.h. einen rechteckigen Strömungskanal mit beheizter, isothermer Unterseite und adiabaten Seitenwänden sowie adiabater Oberseite, ist die Strömungsstruktur experimentell zu charakterisieren. Als Fluid wird Wasser verwendet. Die relevanten Kennzahlen der erzeugten Strömung sind die Reynolds-Zahl Re sowie die Rayleigh-Zahl Ra . Diese sind so zu wählen, dass gleichzeitig eine laminare sowie eine turbulente Mischkonvektion vorliegt. Auf diesem Wege soll einerseits die räumliche Ausdehnung beider Strömungszustände gefunden werden. Weiterhin ist die Art und Weise des Regimewechsels zu studieren.

Als Parameter dieser Untersuchung sind der Temperaturunterschied ΔT zwischen dem einströmenden Fluid und der beheizten Unterseite des Kanals sowie die mittlere Einströmgeschwindigkeit U anzuführen. Die Archimedes-Zahl $Ar = g\beta\Delta TL/U^2$ versteht sich in diesem Zusammenhang als Verhältnis von Auftriebskraft zu Trägheitskraft und wird hier als dimensionslose Kennzahl der Strömung angeführt.

(g Erdschwerebeschleunigung, β Wärmeausdehnungskoeffizient, L Kanalhöhe)

Lösungsweg:

Zur Untersuchung der relevanten Prozesse wird der generische Wärmetauscher anhand eines Strömungskanals mit den Abmessungen Höhe x Breite x Länge = 20 x 250 x 1500 mm realisiert.

Es wird eine Strömung mit der Reynolds-Zahl $Re = UL/\nu = 200$ (ν kinem. Viskosität) erzeugt.

Unter thermischem Einfluss werden Archimedes-Zahlen im Bereich $2.2 < Ar < 4.2$ erreicht.

Anhand von Messungen mittels planarer Particle Image Velocimetry wird in dem beschriebenen Aufbau das Geschwindigkeitsfeld $u(x,y)$ der Strömung in einer Ebene parallel zur Bodenfläche bestimmt. Zu jedem Messfall werden dabei 2000 einzelne Strömungsfelder in äquidistanten Zeitschritten ermittelt. Um das laminare bzw. turbulente Strömungsregime zu identifizieren, wird nun zunächst eine Datenreduktion durchgeführt: bei der hier vorliegenden Mischkonvektion treten in Strömungsrichtung orientierte Konvektionsrollen auf, dessen Mittelpunkte im Strömungsfeld $u(x,y)$ als lokale Geschwindigkeitsmaxima zu identifizieren sind (2). Diese Maxima $\partial_y u(x,y) = 0$ werden anhand eines Algorithmus bestimmt und mit dem Wert „1“ bewertet, alle Stellen mit $\partial_y u(x,y) \neq 0$ erhalten den Wert „0“. Eine anschließende Mittelung dieser binären Verteilung über alle 2000 Messpunkte liefert die mittlere zeitliche Aufenthaltswahrscheinlichkeit $p(x,y)$ der Konvektionsrollen für den gesamten Messverlauf, wie unter Abbildung 1) und 2) dargestellt.

Ergebnis:

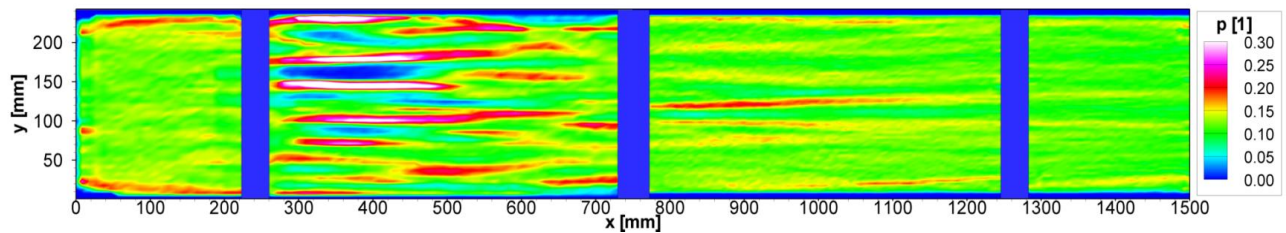


Abbildung 1: Aufenthaltswahrscheinlichkeit der Konvektionsrollen für $Ar = 2.2$

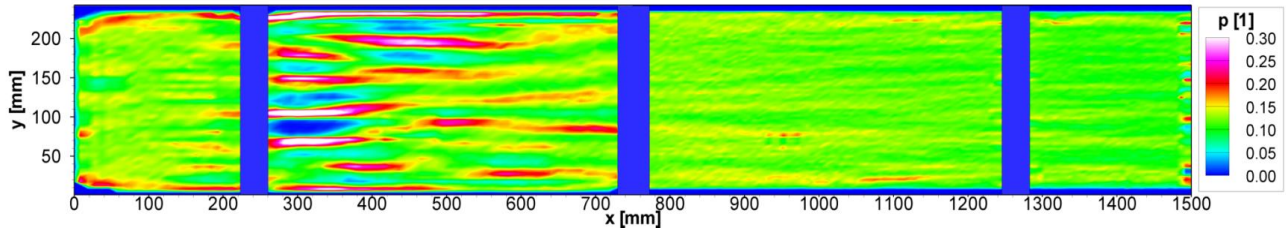


Abbildung 2: Aufenthaltswahrscheinlichkeit der Konvektionsrollen für $Ar = 4.2$

In Abb. 1 und 2 ist die Aufenthaltswahrscheinlichkeit $p(x, y)$ der Konvektionsrollen für $Ar = 2.2$ sowie für $Ar = 4.2$ dargestellt. Die ausgeblendeten blauen Balken sind messtechnisch unzugängliche Bereiche, wo sich Fixierungen des Kanals befinden. Im Bereich $0 \text{ mm} < x < 200 \text{ mm}$ konnten aufgrund von schlechten Helligkeitsverhältnissen bei der PIV-Messung keine vertrauenswürdigen Ergebnisse erzielt werden. Somit ist die Entstehung der laminaren Mischkonvektion nicht zugänglich, jedoch kann der Übergang zur turbulenten Mischkonvektion nachvollzogen werden.

Für beide Archimedes-Zahlen sind für $x > 200 \text{ mm}$ ausgeprägte Streifen mit maximaler, mittlerer zeitlicher Aufenthaltswahrscheinlichkeit $p \approx 0.3$ zu sehen, welche durch Stellen mit minimalen Werten $p \approx 0$ voneinander getrennt sind. Hier sind also klar abgegrenzte Orte vorzufinden, an denen sich Konvektionsrollen bevorzugt aufhalten, sowie Orte, an denen sie nie vorzufinden sind.

Nun findet man deutliche Unterschiede, wenn man die Ausdehnung dieser Streifen in x-Richtung betrachtet. Für den Fall $Ar = 2.2$ weisen sie ganz verschiedene Längen auf, man findet ein sukzessives Zusammenbrechen der stabilen Rollenpositionen. Der Bereich dieses Zusammenbrechens erstreckt sich von $x \approx 400 \text{ mm}$ bis $x \approx 650 \text{ mm}$ und kann als Übergangsbereich zu einer turbulenten Mischkonvektion interpretiert werden, welche für $x > 650 \text{ mm}$ angenommen wird.

Im Falle von $Ar = 4.2$ vollzieht sich der Regimewechsel früher und deutlich schlagartiger. Die bei $x = 300 \text{ mm}$ vorliegenden vier zentralen Konvektionsrollen verlieren ihre stabilen Positionen alle etwa gleichzeitig im Bereich $350 \text{ mm} < x < 400 \text{ mm}$. Hier kann also für $x < 350 \text{ mm}$ von einer laminaren Strömung ausgegangen werden, während diese für $x > 400 \text{ mm}$ turbulente Aspekte aufweist.

Literatur:

1. Maughan, J. R. and Incropera, F. P. 1990, *Regions of Heat Transfer Enhancement for Laminar Mixed Convection in a Parallel Plate Channel*. International Journal of Heat and Mass Transfer 33, pp. 555-570.

2. Chiu, K. C. and Rosenberger, F. 1987, *Mixed Convection Between Horizontal Plates - II. Fully Developed Flow*. Heat Mass Transfer 30, pp. 1655-1662.

weiteres Vorgehen:

Da in dieser Untersuchung lediglich eine Messebene untersucht wurde, bietet es sich zunächst an, weitere, leicht versetzte Ebenen zu vermessen, z.B. in unmittelbarer Bodennähe. Weiterhin könnten durch verschieden orientierte Messebenen die Konvektionsrollen direkt sichtbar gemacht werden und somit Information über die Dreidimensionalität der Strömung gewonnen werden.

Als Erweiterung zu PIV ist hier die Verwendung von Thermo Liquid Crystals sinnvoll, sodass neben Geschwindigkeitsfeldern gleichzeitig Temperaturfelder ohne zusätzliche Beeinflussung der Strömung aufgenommen werden können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner: J. Pöttner, T.J. Möller, R. Radespiel, U. Fey*, C. Klein*, V. Ondrus†, U. Beifuß†

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
*DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
†Universität Hohenheim, Fachgebiet Bioorganische Chemie

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 391 2991
Telefax: 0531 391 5952
e-mail: t.moeller@tu-bs.de

Thema: Strömungsvisualisierung in Wasser mittels TSP am Beispiel eines Kreiszyinders

Ausgangssituation:

Für die Untersuchung von Körperumströmungen in Wasser existieren mit der Wasserstoffbläschenmethode, Farbstoff- bzw. Tintenmethoden oder der Laser-Lichtschnitt Technik Visualisierungsmethoden zur Sichtbarmachung von Strömungsfeldern. Im Gegensatz zu Untersuchungen in Luft (Öl-Anstrichbilder) fehlt allerdings eine oberflächengebundene Messtechnik mit der Möglichkeit zur Sichtbarmachung von Ablöse- und Wiederanlegelinien bzw. zur Messung der Wandschubspannung.

Ziel:

Ziel des Projektes ist es, an einem beheizbaren Kreiszyinder durch Einsatz einer hochsensitiven temperaturempfindlichen Farbe (TSP) in einem Wassenumlaufkanal die Temperatursignaturen der Ablösegebietsströmung sichtbar zu machen und als Beispiel für die mögliche, instationäre Anwendung der Messtechnik die Strouhalzahl der Wirbelablösung [1] aus TSP-Bildfolgen zu bestimmen.

Lösungsweg:

An einem von innen beheizbaren Kreiszyinder mit konstantem Wärmestrom stellen sich aufgrund unterschiedlicher Wärmeübergänge bei anliegender und abgelöster Strömung verschiedene Oberflächentemperaturen ein. Zur Vermessung dieser Temperaturverteilung wurde eine hochsensitive temperaturempfindliche Farbe (TSP) verwendet, die in Zusammenarbeit des DLR mit der Universität Hohenheim entwickelt wurde [2].

TSP ist eine oberflächengebundene Messtechnik, die auf der fotochemischen Reaktion eines Farbstoffs (Luminophor) beruht, und die z.B. bei der Transitionserkennung in Kryo-Windkanälen eingesetzt wird [3]. Zur Anwendung wird die aktive Komponente (hier: Europium-Komplexe) in einem Binder gelöst und auf das Modell aufgesprüht. Nach Anregung mit UV-Licht kann die Intensität der Fluoreszenz mittels einer Kamera aufgenommen werden. Durch das Teilen der Grauwertverteilungen der aufgenommenen Bilder durch die eines Referenzbildes (aufgenommen bei gleichmäßiger Temperaturverteilung) können Oberflächentemperatursignaturen dargestellt werden.

Die Messungen wurden im Wassenumlaufkanal des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig durchgeführt. Dabei wurden verschiedene Heizleistungen und Reynoldszahlen untersucht. Um den Einfluss der Richtung des Wärmestroms abschätzen zu können, wurde außerdem eine Messung mit gekühltem Zylinder durchgeführt. Aus der Schwankung der Position der Ablöselinie sollte mittels FFT auf die Frequenz der Wirbelablösung geschlossen werden.

Ergebnis:

Abb.1 a) und b) zeigen zwei zeitlich hintereinanderliegende TSP-Ergebnisbilder aus einer Bildfolge, die mit 8,45 Hz Bildrate aufgenommen wurde. Die Anströmung ist von oben. Auf den Bildern sind deutlich die Ablöselinie und die Temperaturabdrücke der Strömungsstrukturen im Totwassergebiet zu erkennen. Die Ablöselinie bewegt sich zwischen den beiden Bildern a) und b) stromabwärts. Diese Bewegung ist in Abb. 2 für eine Ergebnisbildspalte (siehe Bild a) für 200 aufeinanderfolgende Bilder aufgetragen. Abb.3 zeigt die per FFT aus dem Zeitsignal der Grauwertschwankungen um die Ablöselinie ermittelten Strouhal-Zahlen im Reynoldszahlbereich $3000 < Re < 15000$. Der vorhandene Unterschied zu Literaturwerten kann in dem kleinen L/D-Verhältnis des Zylinders von 4,5 begründet sein. Im Laufe der Messungen konnte gezeigt werden, dass die Temperaturstrukturen im Ablösegebiet nicht durch freie Konvektion zustande kommen, sondern durch die (turbulente) Rückströmung im Totwassergebiet beim Aufrollen der Karmanwirbel (Entrainment).

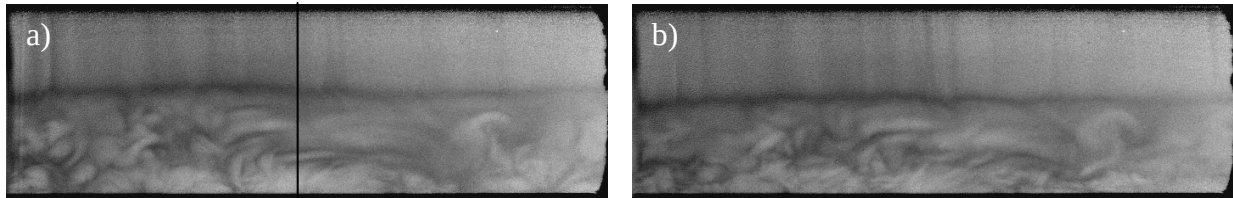


Abb.1: Temperatursignaturen am Kreiszylinder bei $Re \approx 12000$, aufgenommen mittels TSP; Zeitlicher Unterschied zwischen beiden Bildern ist ca. 0,12 s. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Ablöselinie von Bild a) zu Bild b) ihre Lage geändert hat.

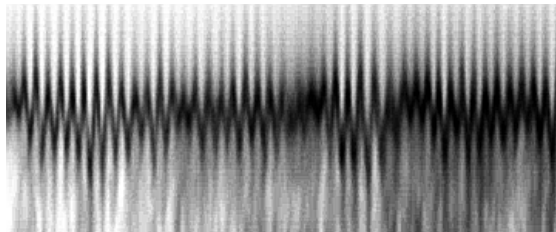


Abb.2: Schwankung der Ablöselinie in einer Ergebnisbildspalte über 200 Bilder aus einer Bildserie (Kontrast erhöht).

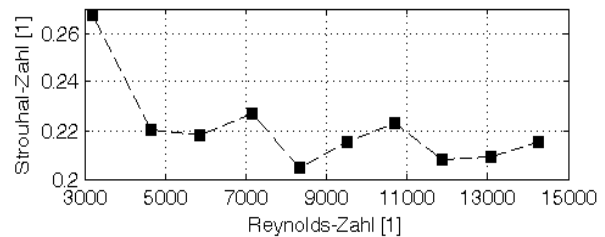


Abb.3: Strouhal-Zahl der Wirbelablösung am geheizten Kreiszylinder in Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl

Literatur:

- [1] Fey U., König M., Eckelmann H. (1998), "A new Strouhal–Reynolds-number relationship for the circular cylinder in the range $47 < Re < 2^5$ ". In: Physics of Fluids, Volume 10, Issue 7, pp. 1547-1549.
- [2] Egami Y., Klein C., Henne U., Bruse M., Ondrus V., Beifuss U. (2009), "Development of a Highly Sensitive Temperature-Sensitive Paint for Measurements under Ambient (0 – 60 deg C) Conditions". In: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, FL (USA).
- [3] Fey U., Egami Y., Klein C. (2007) "Using cryoTSP as a tool for transition detection and instability examination at high Reynolds numbers". In: New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96 . Springer Verlag Berlin, pp. 227-234.

weiteres Vorgehen:

Es ist geplant in weiteren Experimenten in Wasserkanälen mittels TSP an einer ebenen Platte den laminar-turbulenten Umschlag der Strömung und die Korrelation des Wärmeübergangskoeffizienten zur Wandschubspannung zu untersuchen (Chilton-Colburn Analogie).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Analyse und Messverfahren

Ansprechpartner: Ilka Rudolph, Matthias Reyer, Wolfgang Nitsche

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin

Adresse: Marchstr. 12, 10587 Berlin

Telefon: 030 – 314 23975

Telefax: 030 – 314 22955

e-mail: ilka.rudolph@ilr.tu-berlin.de

Weitere Partner:

Thema: Visualisierung von Wandschubspannungsfeldern auf Basis der Infrarot-Thermografie

Ausgangssituation:

Viele strömungsmechanisch interessante und relevante Phänomene wie Transition oder Strömungsablösung lassen sich anhand der Wandschubspannungsverteilung detektieren. Aus diesem Grund sind genaue Informationen über das Wandschubspannungsfeld von großem Interesse. Es existiert eine Vielzahl an sensorbasierten Messverfahren (z.B. Oberflächenhitzeleiter, Oberflächenheißfilme, Wandschubspannungswaagen ...) die in der Literatur gut dokumentiert sind [1],[2], jedoch gibt es außer Ölanstrichvisualisierungen und schubspannungssensitiven Flüssigkristallen keine Verfahren zur qualitativen Erfassung der Wandschubspannungsverteilung.

Ziel:

Ein neues infrarot-basiertes Verfahren zur Visualisierung von Wandschubspannungsfeldern wurde entwickelt und wird im Rahmen dieser Arbeit vorgestellt. Da Wärme- und Impulstransport in der Grenzschicht eng miteinander verknüpft sind, lassen sich aus der Oberflächentemperaturverteilung einer beheizten Struktur Rückschlüsse auf die Wandschubspannungsverteilung ziehen. Hierbei ist insbesondere der zeitliche Temperaturgradient geeignet, um das Wandschubspannungsfeld zu visualisieren. Die Zuverlässigkeit und Qualität der mittels dieses Verfahrens gewonnenen Wandschubspannungsvisualisierungen wurde am Beispiel der Strömung um einen endlichen Kreiszylinderstumpf mit einem Verhältnis von Höhe zu Durchmesser von $H/D=2$ untersucht.

Lösungsweg:

Die Untersuchungen der Zuverlässigkeit und Qualität der infrarot-basierten Wandschubspannungsvisualisierungen wurden beispielhaft für die Umströmung eines Kreiszylinderstumpfes durchgeführt. Der in Abbildung 1 dargestellte Versuchsaufbau wurde in einen offenen Windkanal eingesetzt, so dass der Aufbau optisch zugänglich für die Infrarotkamera war. Die grau dargestellten Flächen sind mit der für das Visualisierungsverfahren entwickelten beheizbaren Struktur ausgestattet, so dass für diese Gebiete Wandschubspannungsvisualisierungen gewonnen werden konnten. Diese Ergebnisse wurden mit Ölanstrichbildern, numerischen Simulationen, Wandschubspannungsmessungen und Ergebnissen aus der Literatur verglichen, um die Qualität der Visualisierungen einschätzen zu können.

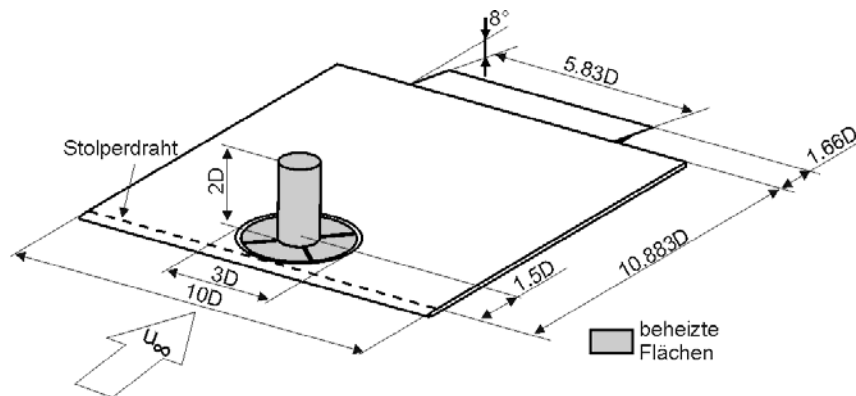


Abb. 1: Versuchsaufbau für die Wandschubspannungsvisualisierung an einer Zylinderstumpfumströmung für einen Zylinderdurchmesser von $D=120\text{mm}$

Ergebnis:

Abbildung 2 zeigt ein exemplarisches Ergebnis der Wandschubspannungsvisualisierung für das Hufeisenwirbelsystem am Fuß des Zylinders (linke Seite) und für die Überströmung des Zylinderkopfes (rechte Seite). Die Lage der Primär- und Sekundärwirbel des Hufeisenwirbelsystems stimmt in beiden Fällen sehr gut überein. In den Ölanstrichbildern liegt der Primärwirbel bei $(x/D)_1 = -0.809$, der Sekundärwirbel bei $(x/D)_2 = -0.652$, in den Infrarotvisualisierungen liegt das Wirbelsystem bei $(x/D)_1 = -0.776$ und $(x/D)_2 = -0.663$. Die Ablöseposition auf dem Zylinderdeckel sowie die Position der Zentren der beiden Tornadowirbel zeigen ebenfalls eine sehr gute Übereinstimmung.

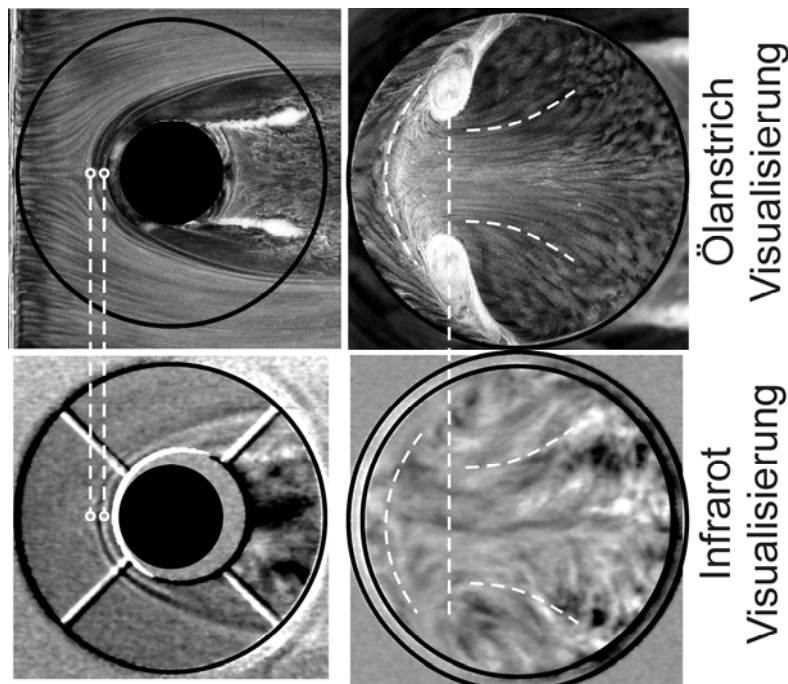


Abb. 2: Vergleich von Ölanstrich- und Infrarot Visualisierung für das Hufeisenwirbel-System (links) und die Strömungstopologie auf dem Zylinderdeckel (rechts) für eine Reynoldszahl von $Re_D = 200000$

Literatur:

- [1] W. Nitsche, C. Haberland, R. Thuenker: Comparative investigations on friction drag measuring techniques in experimental aerodynamics, Proc. of the 14th ICAS Congress, ICAS-2.4.1, pp 391-403, 1984
- [2] J. Naughton, M. Sheplak: Modern developments in shear-stress measurement, Progress in Aerospace Sciences, vol. 38, pp 515-570, 2002

Weiteres Vorgehen:

Die Visualisierungen des Zylindermantels sowie die Untersuchung bei unterschiedlichen Reynoldszahlen stehen noch aus. Auch diese Ergebnisse werden wieder mit Ölanstrichbildern, Messungen, Numerik und Literatur verglichen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Daniel Schanz, Sebastian Gesemann, Andreas Schröder, Bernd Wienecke*, Dirk Michaelis*

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Göttingen
*LaVision, Göttingen

Adresse: DLR, AS-EV, Göttingen

Telefon: +49 551-709 2883
Telefax: +49 551-709 2830
e-mail: daniel.schanz@dlr.de

Thema: Einführung einer variablen Gewichtsfunktion („Optical Transfer Function“) während der tomographischen Rekonstruktion bei Tomo-PIV Experimenten

Ausgangssituation:

Die Untersuchung komplexer instationärer Strömungen erfordert in vielen Fällen eine räumlich und/oder zeitlich hochaufgelöste 3D-3C-Messmethode. In den letzten Jahren hat sich die Methode der tomographischen Particle Imaging Velocimetry (Tomo-PIV) als ein geeignetes Mittel herausgestellt [1]. Ein wichtiger Schritt dieser Methode ist die tomographische Rekonstruktion der ursprünglichen Verteilung der (Seeding-)Partikel im Untersuchungsgebiet aus den Projektionen auf wenige Bilder (den Kameras). Hierbei muss eine Funktion angenommen werden, welche den Einfluss eines bestimmten Voxels auf die Pixel der verschiedenen Kameras beschreibt. In allen bisher existierenden Verfahren wird die Gewichtsfunktion global gewählt, also gleichförmig in verschiedenen Volumenbereichen und für alle Kameras. Typischerweise wird eine bilineare Interpolation der nächsten Nachbarn oder eine gaußförmige Funktion genutzt.

Experimentell erhaltene Ergebnisse zeigen jedoch, dass eine unveränderliche Gewichtsfunktion den Gegebenheiten oft nicht gerecht wird. Abb. 1 zeigt zwei Ausschnitte eines Originalbildes, welches bei einem Tomo-PIV Experiment in einem Wasserkanal aufgenommen wurde. Deutlich ist eine elliptische Form der Teilchenbilder zu erkennen, welche durch astigmatische Verzerrungen, wie sie bei Abbildungen durch Grenzflächen (Wasser-Glas-Luft) häufig auftreten, entsteht. Ebenso ist zu erkennen, dass die Richtung der astigmatischen Verzerrung innerhalb eines Kamerabildes stark variieren kann. Ein weiteres oft anzutreffendes Problem ist eine geringe Tiefenschärfe. Diese führt zu sehr scharf abgebildeten Teilchen aus der Fokusebene, sowie zu unscharf abgebildeten Teilchen aus Ebenen davor oder dahinter. In beiden Fällen führt eine feste Gewichtsfunktion zu einer ungenauen Teilchenrekonstruktion.

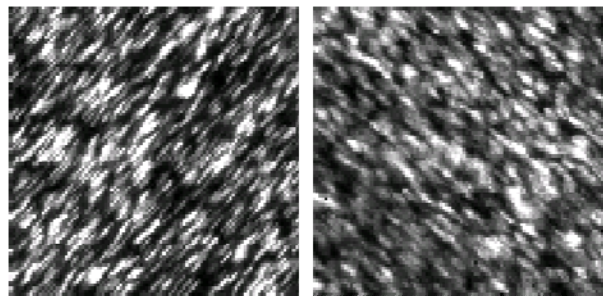


Abb. 1: Ausschnitte aus einem Kamerabild eines Tomo-PIV Experimentes in Wasser

Ziel:

Entwicklung einer variablen Gewichtsfunktion, welche sowohl die unterschiedliche Abbildung von Partikeln aus verschiedenen Raumbereichen, als auch die unterschiedliche Abbildung auf die einzelnen Kameras erfasst. Flexible Kalibrierung dieser Funktion auf die Abbildungseigenschaften des optischen Systems eines Experimentes.

Lösungsweg:

Es wurde eine parametrisierte Gewichtsfunktion eingeführt:

$$W(x, y) = p \cdot \exp\left(-\frac{1}{2} \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} a & b \\ b & c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}\right), \quad (1)$$

welche durch Variation der Parameter p (Höhe des Peaks) sowie a, b, c (Form) die Darstellung beliebiger elliptischer und gaußförmiger Gewichtsfunktionen ermöglicht (siehe Abb. 2). Diese Funktion wird im Folgenden OTF („Optical Transfer Function“) genannt. Die Kalibrierung der Parameter an die Abbildungseigenschaften des Experimentes erfolgt durch eine Erweiterung der Methode der Volumenselbstkalibrierung [2].

Zur Quantifizierung der Qualitätssteigerung durch ein solches Vorgehen wurden Rekonstruktionen von synthetisch erzeugten Bildern durchgeführt, welche die Auswirkungen von Astigmatismen und Gaußscher Unschärfe simulieren. Als Gewichtsfunktionen wurden jeweils die bilineare Interpolation („bilin“), ein zweidimensionaler kubischer B-Spline („bspl“) sowie die kalibrierte OTF eingesetzt.

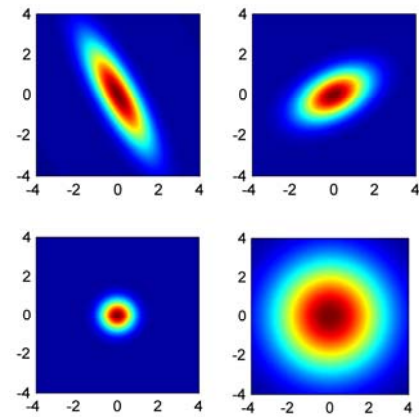


Abb. 2: Verschiedene Gewichtsfunktionen, realisiert durch Variation der Parameter in Formel (1).

Ergebnis:

Abb. 3 zeigt Ergebnisse für den Fall simulierter Astigmatismen. Zum einen wurde der durchschnittliche Fehler bestimmt, der bei der Korrelation auftrat, zum anderen der durchschnittliche Fehler, der bei der Partikel-Positionsbestimmung durch einen Gaußschen Fit auftrat. Beide Werte sind für die unterschiedlichen Rekonstruktionen bei variiertem Partikeldichte (ppp = Partikel pro Pixel) angegeben. Es ist klar zu sehen, dass bei beiden Qualitätsmerkmalen die Verwendung einer kalibrierten OTF große Vorteile mit sich bringt. Gerade bei mittleren Partikeldichten bis 0,05 ppp lässt sich der Korrelationsfehler ungefähr halbieren und bewegt sich z.T. unter 0,1 Pixel. Erst bei hohen Teilchendichten, wenn sich die Teilchenbilder stark überlagern werden die Vorteile der OTF weniger offensichtlich. Der Fall simulierter Gaußscher Unschärfe zeigt ähnliche Vorteile. Eine erste Anwendung des OTF-Konzepts auf reale Messdaten zeigte eine deutliche Reduktion der Intensität von Geisterpartikeln, was zu einer Verbesserung Qualität der Kreuzkorrelation führt.

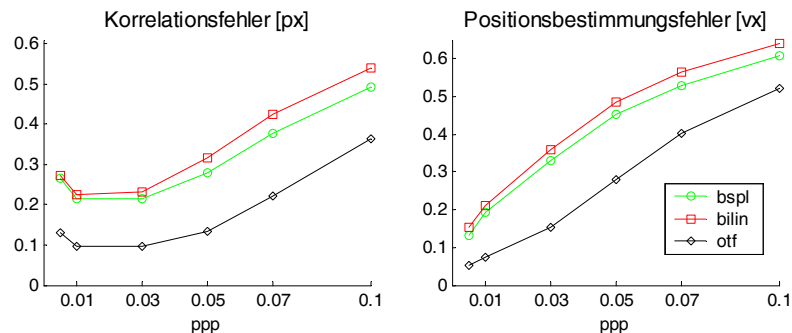


Abb. 3: Verlauf des Korrelationsfehlers und der Positions-Ungenauigkeit für Rekonstruktionen mit verschiedenen Gewichtsfunktionen und variiertem Teilchendichte

Literatur:

- [1] Elsinga G.E., Scarano F., Wieneke B. and van Oudheusden B.W. (2006); *Tomographic particle image velocimetry*. Exp Fluids 41:933-947(15)
- [2] Wieneke B. (2008); *Volume self-calibration for 3D particle image velocimetry*; Exp. Fluids 45: 549-556

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Analyse und Messverfahren

Ansprechpartner: Thorsten Waitz, Wolfgang Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon : 030/314-23975

Telefax : 030/314-22955

e-mail : thorsten.waitz@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: keine

Thema: Entwicklung eines robusten Wärmestromsensors zur Detektion des Grenzschichtzustandes an Tragflügeln

Ausgangssituation:

Die Analyse der Grenzschichtzustände an aerodynamischen Körpern erfolgt – neben optischen Messverfahren wie der Infrarotthermografie oder temperatursensitiven Farben – mit ebenen, auf die Oberfläche aufgebrachten Sensoren, wie beispielsweise Oberflächenhit Draht- oder Oberflächenheißfilmsensoren. Die meisten dieser Sensoren sind nicht resistent gegen physische oder chemische Einflüsse, so wie sie vor allem bei Freiflugexperimenten auftreten. Daher wurden Untersuchungen zum Schutz von Oberflächenheißfilmen gegen diese äußeren Einflüsse durchgeführt [1]. Die Ergebnisse zeigen, dass eine Schutzschicht aus Epoxidharz mit einer Schichtdicke von wenigen Mikrometern einen massiven Einfluss auf die Grenzfrequenz ausübt und das Antwortsignal erheblich dämpft.

Für die Untersuchung von Strömungen bei hohen Mach- und Reynolds-Zahlen sind plan in die Körperoberfläche integrierte Sensoren notwendig, um Störungen der natürlichen Umströmung zu vermeiden. Sensoren, welche sich direkt in die Struktur des Objektes integrieren lassen, würden dazu beitragen die genannten Probleme zu umgehen.

Ziel:

Zur Analyse des Grenzschichtzustandes entlang eines umströmten Körpers bei hohen Mach- und Reynolds-Zahlen wird an der TU-Berlin ein entsprechendes Sensorkonzept entwickelt. Hierbei liegt das Hauptaugenmerk zunächst auf einer ausreichend hohen Signalstärke des Sensors zur Detektion des Grenzschichtzustandes bei gleichzeitigem Schutz des Sensors vor physischen und chemischen Umwelteinflüssen sowie der Vermeidung einer Störung der natürlichen Umströmung.

Lösungsweg:

Grundlage dieses Messverfahrens ist die Erfassung des wandnormalen Wärmestroms aus einem geheizten Wanelement eines aerodynamischen Körpers [2]. Dabei wird der physikalische Zusammenhang ausgenutzt, dass der Wärmestrom bei konstanter Temperaturdifferenz zwischen Fluid und Wand in einer turbulenten Strömung deutlich größer ist als in einer laminaren Strömung.

Das zum Einsatz kommende Messelement besteht aus einem Wärmestromsensor und einem temperaturgeregelten Heizelement, zwischen denen sich eine dünne Kupferplatte befindet. Das vereinfachte Prinzip des Wärmestromsensors beruht auf zwei Thermoelementen, welche physisch durch einen dünnen Isolator voneinander getrennt sind. Beide Elemente sind gegenseitig ausgerichtet und untereinander einseitig elektrisch verbunden. Ohne eine Temperaturdifferenz wird zwischen den beiden Elementen keine Spannung gemessen. Ein aufgeprägter Wärmestrom führt zu einer proportionalen Potentialdifferenz zwischen den beiden Elementen.

Datum: 15.07.2010

STAB

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt den Versuchsaufbau für Messungen an einem Laminarflügelmodell, die am Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU-Berlin durchgeführt wurden. Ein Array aus Oberflächenhitzeheizdrahtsensoren dient als Referenz zur Bestimmung des lokalen Grenzschichtzustandes. Die Versuche wurden bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Anstellwinkeln durchgeführt.

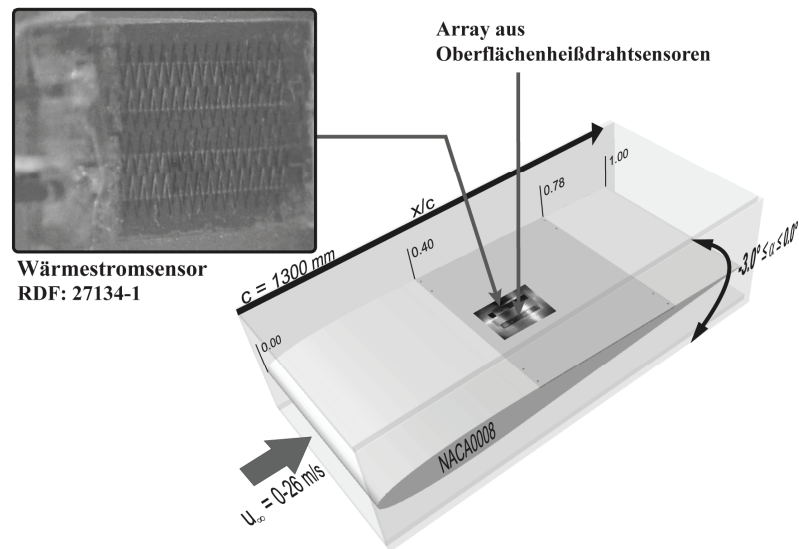


Abb. 1: Versuchsaufbau

Aufgrund des deutlich höheren Wärmestroms in turbulenten als in laminaren Grenzschichten ist es möglich, den Grenzschichtzustand mit Hilfe des Wärmestromsensordesigns zu detektieren. Abbildung 2 zeigt einerseits die mit dem Messsignal des Wärmestromsensors bestimmte Stanton-Zahl $St_x = Nu_x / (Re_x * Pr)$ als Funktion der Reynolds-Zahl. Ebenfalls sind in das Diagramm die Kurven einer laminaren sowie einer turbulenten Strömung nach der Theorie der ebenen Platte eingetragen. Darüberhinaus sind für einen direkten Vergleich die RMS-Werte eines Oberflächenhitzeheizdrahtsensors bei identischen Reynolds-Zahlen dargestellt. Dieser Oberflächenhitzeheizdrahtsensor liegt spannungstechnisch auf gleicher Höhe mit dem Wärmestromsensor. Die RMS-Werte zeigen deutlich den charakteristischen Anstieg im Bereich der Transition über dem Sensor sowie die anschließende Abnahme

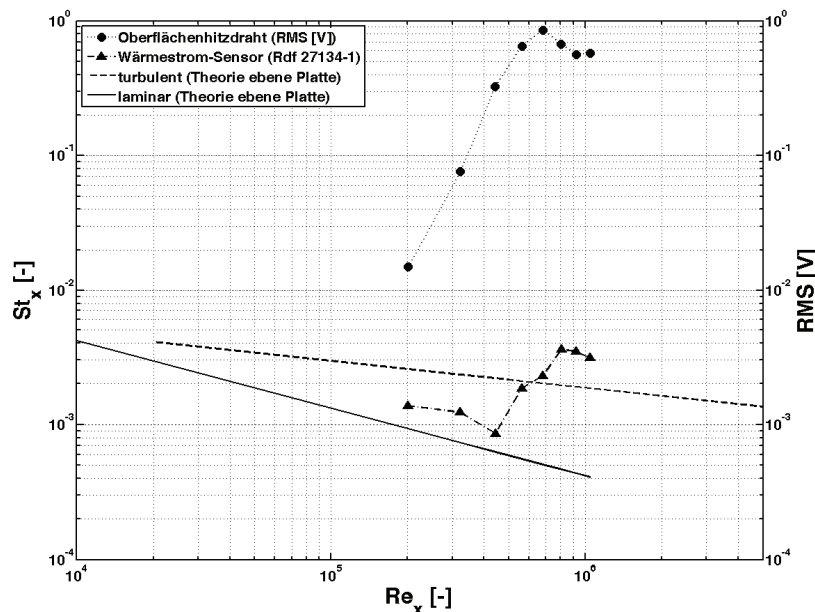


Abb. 2: Stanton-Zahl und RMS-Verteilung als Funktion der Reynolds-Zahl
des RMS-Niveaus im Bereich der turbulenten Strömung. Eindeutig ist die Korrelation mit den durch den Wärmestromsensor erfassten Grenzschichtzuständen erkennbar. Somit zeigt der Wärmestromsensor ein hohes Potential, die Eingangs dargestellten Anforderungen zu erfüllen.

Literatur:

- [1] O. Burkhadt: Erprobung und Anwendung von Oberflächensensoren und Sensorarrays zur Erfassung instationärer Wandschubspannungen an Schaufelprofilen, Phd thesis, Berlin, 2004.
- [2] VDI-Wärmeatlas, 10., bearbeitete und erweiterte Auflage; Springer; 2006

weiteres Vorgehen:

Weiterführende Untersuchungen mit Schutzschichten aus einem Deckschichtharz (Epoxidharz) unterschiedlicher Dicke bei höheren Mach- und Reynolds-Zahlen sind in Vorbereitung.

Datum: 15.07.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Manöversimulation

Ansprechpartner: Oliver Wysocki, Erich Schüle

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Oliver Wysocki

Telefon: 0551/709-2353

Telefax: 0551/709-2811

e-mail: oliver.wysocki@dlr.de

Erich Schüle

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

e-mail: erich.schuelein@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Vorversuche (ohne Wind) mit dem „Manöversimulator“ im Transsonischen Windkanal Göttingen zur Charakterisierung des Systems

Ausgangssituation:

An schlanken Körpern wie z.B. Raketen oder auch Flugzeugrümpfen kann es zu einer asymmetrischen Wirbelbildung im Hochanstellwinkelbereich kommen. Diese induzieren eine Seitenkraft welche auch ein Giermoment zur Folge haben kann. Dieses Phänomen wird in der Literatur oft als „Phantom Yaw“-Effekt bezeichnet. In der Vergangenheit gab es viele Untersuchungen zu diesem Phänomen und es wurden auch viele Maßnahmen untersucht, um dieses Giermoment zu unterdrücken oder aber auch gezielt zur Steuerung auszunutzen. Dabei fanden die Messungen meistens unter statischen Bedingungen statt, so dass nur relativ wenige dynamische Untersuchungen zu diesem Thema existieren. Aufgrund dessen wurde am DLR in Göttingen der sogenannte „Manöversimulator“ entwickelt und gebaut. Mit ihm sollen Nickmanöver an schlanken FK-Modellen mit Frequenzen bis 5Hz bei Anstellwinkeln zwischen 0° und 45° im Windkanal simuliert werden können.

Ziel:

Aufgrund eines Schadens am Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) konnten bisher lediglich Messungen ohne Wind durchgeführt werden. Ziel dieser Voruntersuchungen im TWG ist die Charakterisierung der mechanischen Eigenschaften des Manöversimulators selbst sowie in Verbindung mit der Halterung im TWG. Da es sich um einen Prototypen handelt, gibt es diesbezüglich noch keine Erfahrungen.

Lösungsweg:

Der Manöversimulator wurde im Transsonischen Windkanal Göttingen installiert/aufgebaut und in Betrieb genommen. Er realisiert besagtes Nickmanöver durch eine Anstellwinkelschwingung. Der Hub eines Hydraulikzylinders mit einer Kraft von maximal 63kN wird dabei mittels eines Gelenkstückes in eine Anstellwinkeländerung des Modells umgewandelt (siehe Bild 1).

Das Modell ist auf einer Haltestange montiert und hat einen Durchmesser von 38mm und eine Länge von 720mm.

Bei den besagten Messungen ohne Wind kam eine zylindrische 6-Komponenten 1“-TASK-Waage mit erweitertem Messbereich ($F_x \leq 445\text{N}$, $F_y, F_z \leq 3560\text{N}$, $M_x \leq 17\text{Nm}$, $M_y \leq 180\text{Nm}$, $M_z \leq 150\text{Nm}$) zum Einsatz. Überdies wurde der Verfahrweg des Hydraulikzylinders als Spannungsmesswert erfasst. Aus ihm konnte mittels einer Kalibration ein Anstellwinkel bestimmt werden. Der Anstellwinkel wurde im Nachhinein noch mit den Waagenmesswerten korrigiert. Hierzu wurde aus einer weiteren Kalibration ein Zusammenhang zwischen der Normalkraft und der Durchbiegung bestimmt. Neben diesen Messgrößen wurde überdies auch die Tangentialbeschleunigung an der Stange über einen PCB-Beschleunigungsaufnehmer gemessen.

Hinzu kamen optische Messungen mittels eines Stroboskop-Kamerasystems des DLR. Mit diesem sind extrem kurze Belichtungszeiten und eine sehr exakte Triggerung möglich. Die Triggerung erfolgte hierbei lasergestützt indem ein Laserstrahl von der Seite an einer reflektierenden Oberfläche am Modell zum Empfänger zurückgeworfen wurde. Das verwendete System bestimmt dabei selbstständig aus dem Pulsabstand die Frequenz des periodischen Vorganges. Mit Hilfe dieser Frequenz und einer stetig zunehmenden Verzögerung können scheinbar von einer Hochgeschwindigkeitskamera stammende Sequenzen erzeugt werden. Dies setzt jedoch, wie bereits angedeutet, einen periodischen Vorgang voraus.

Bei den Versuchen wurden Sinuskurven ohne Modell (nur die Waage) und anschließend auch mit Modell gefahren. Dabei wurden Frequenzen bis 5Hz mit $\pm 22,5^\circ$ bzw. bis 10Hz mit $\pm 5^\circ$ getestet.

Ergebnis:

Die Vorversuche zeigten, dass die angestrebten Amplituden und Frequenzen zumindestens unter diesen Bedingungen (ohne Wind) erreicht werden können.

Die Messungen ohne Modell und nur mit der 1“-TASK-Waage ergaben, dass durch die Dynamik und die auftretenden Beschleunigungen bereits Kräfte in der Waage induziert werden. Diese müssen später bei den eigentlichen Messungen auch berücksichtigt werden, da es ansonsten zu Fehlern kommt.

Die Messungen mit Modell ergaben jedoch eine deutliche Diskrepanz zwischen den eigentlichen Messwerten und den analytisch berechenbaren Inertialkräften am Modell. So waren die Radial- und Tangentialkräfte aus den Waagenmessungen deutlich unter den theoretisch vorhergesagten (siehe Bild 2). Die Ursache für die Abweichungen ist bis dato noch nicht genau geklärt. Weiterführende Untersuchungen hierzu dauern noch an.

Überdies traten auch regelungsbedingte Schwingungen in den Signalen auf, welche durch eine Regelungsoptimierung minimiert werden sollen.

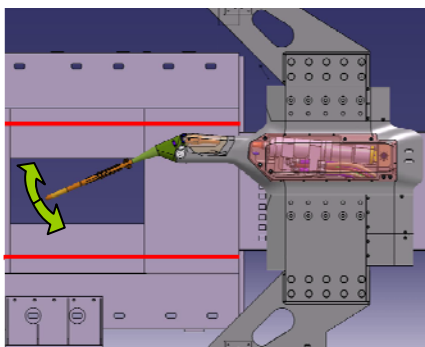


Bild 1: CAD-Modell des Manöversimulators im TWG

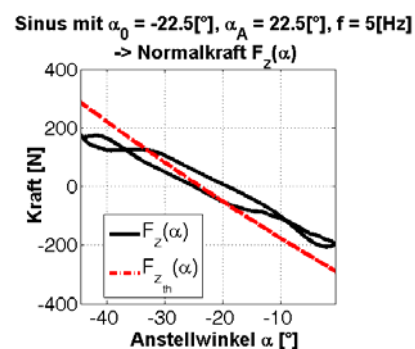


Bild 2: Messergebnis mit Modell ($F_z(\alpha)$)

Weiteres Vorgehen:

Beseitigung der aufgetretenen Probleme und anschließende Windkanalmessungen bei verschiedenen Mach- und Reynoldszahlen im TWG. Diese sollen sowohl statisch als auch dynamisch erfolgen, wobei die statischen Messungen der Validierung von Messdaten aus dem Jahre 2005 dienen und den Einfluss des verwendeten Schwertes auf die Messergebnisse zeigen sollen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Biomedical Flows

Ansprechpartner: Daniel Feldmann, Claus Wagner

Institution: Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluid Systeme

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: +49(0)551 7092282

Telefax: +49(0)551 7092241

e-mail: Daniel.Feldmann@dlr.de, Claus.Wagner@dlr.de

Thema:

Numerical simulation of the oscillatory ventilation in a simplified human lung model

Ausgangssituation:

The high-frequency oscillation ventilation (HFOV) is a mechanical respiration technique which unlikely produces any cyclic alveolar recruitment. Hence, HFOV is proposed to reduce ventilator associated lung injury (VALI) and might be advanced from a rescue proceeding to an accepted alternative ventilation strategy for patients suffering from acute respiratory distress syndrome (ARDS) [1, 4]. But optimising HFOV requires more detailed knowledge of the governing transport mechanisms in the lung, which are quite complex and not fully understood, yet [3].

Ziel:

Within the framework of the Protective Artificial Respiration project (PAR), supported by the German Research Foundation (DFG), we aim to analyse the air flow under conditions of spontaneous breathing and artificial respiration in the project “High-Frequency Oscillatory Ventilation: Analysis of Transport Mechanisms using Computational Fluid Dynamics and Magnetic Resonance Imaging of Gases.”. Of particular interest is the understanding of the flow physics in the human body with main focus on the flows within the respiratory systems by means of numerical flow simulations. The stated objective of the protective artificial lung ventilation strategy is to achieve an improved gas exchange in the lungs while applying ventilation methods which allow for avoidance of inspiratory epithelial overstretching and repeated collapse and re-expansion of alveoli. The final aim of the project is therefore to simulate the gas transport in the upper lung and to model those effects which cannot be resolved by the numerical mesh of the lung which is the prerequisite for the simulation.

Lösungsweg:

Based on medical computer tomography (CT) imaging the geometry of the central airways is reconstructed and converted into a discretised volume mesh to allow for numerical flow simulations [2, 4]. Using the generated mesh consisting of about 1.4 million tetrahedral grid cells we first performed simulations of the steady flows during inspiration and expiration in a realistic three dimensional model of the upper central airways. By solving the incompressible Navier-Stokes directly we obtained reasonable results. After that the main focus lies now on the development of oscillating boundary conditions for multiple out- and inflow boundary conditions at the end of the branches. Results of simulations of the oscillating flow in a straight pipe agreed well with analytical solutions. Following this validation step we are also performing simulations of the oscillatory flow in the bifurcation shown in Fig.1 left. For the velocity at the trachea we applied a sinoidal oscillating boundary value with a frequency of $f = 5\text{Hz}$ to meet the conditions of HFOV as a first approach. Currently we develop new boundary conditions to simulate more complex oscillating values and mixed inflow-outflow regions as well as physiological compliance and resistance models for the unresolved lung areas. This is essential to perform reliable numerical simulations of the air flow under condition of HFOV, which is characterised not only by convection but also amongst others by diffusion, Taylor dispersion, Pendelluft and complex interactions between these different transport mechanisms [3, 4].

Ergebnis:

In Fig. 1 (left) the predicted velocity magnitude fields in a pipe bifurcation used to test the oscillatory flow is presented. Fig. 1 (right) reflects predicted velocity distributions in several planes of a third generation lung for a maximum Reynolds number of $Re \approx 1600$, comparable to inspiration. As a consequence of the three dimensional bending and branching of the lung geometry, asymmetric velocity profiles are obtained in the primary bronchia downstream the carina. Furthermore, in the left bronchi a much more deformed and asymmetric velocity profiles with an accelerated flow along the inner curve of the bifurcation occurs due to flow separation and dead water regions at the outer curve. This, in turn, is due to the more bended left branch. Further, an experimental set-up has been realised allowing for investigation of fundamental transport mechanisms in the central airways as well as for validation of the numerical CFD results and for further development and adaptation of the experimental measurement techniques.

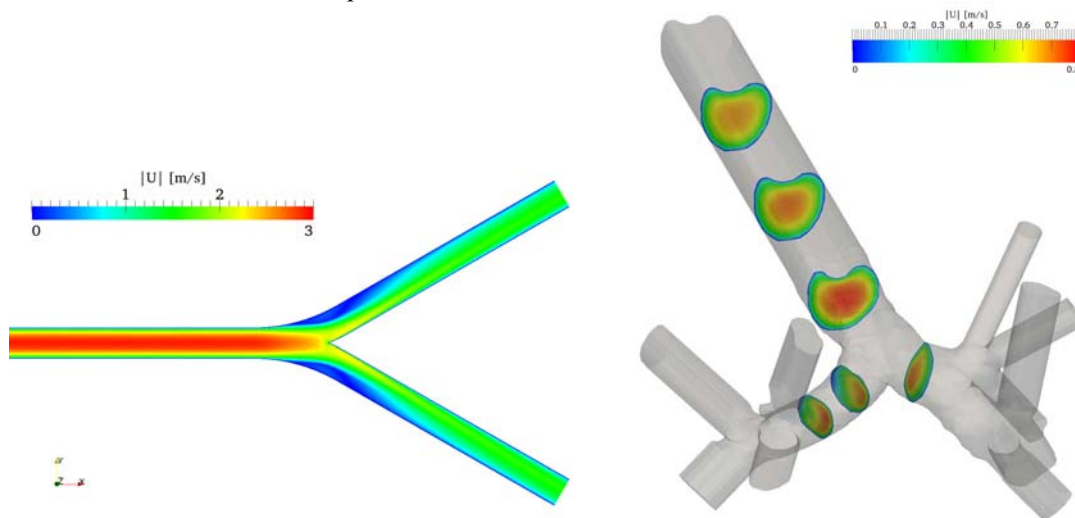


Figure 1: Numerically predicted velocity magnitude fields in a pipe bifurcation (left) and in several planes of the central airways resolved up to the 3rd generation.

weiteres Vorgehen:

A main task will be the development of realistic numerical boundary conditions to account for the effect of the not resolved and re-constructed inner parts of the lungs (in terms of elastance, resistance and pressure) on the flow in the central airways. For validation and comparison purposes, using a rapid prototyping procedure, an identical model of the re-constructed central airways geometry is built for further experimental investigations with non-invasive measurement techniques (i.e. Particle Image Velocimetry (PIV) and MR based velocity measurements). In a first step, numerical simulations and experimental investigations of simple generic models of the trachea and the first bifurcation are carried out. Furthermore, investigations on the effect of different gas species and their mixture on the air flow together with the effect of an endotracheal tube on the governing flow regime are undertaken.

References:

- [1] MÜLLER, T., BUDWEISER, S., MUDERS, F., SCHULZ, C., JERON, A., NEUHIERL, F., RIEGGER, G. AND PFEIFER, M., Hochfrequenzoszillationsventilation beim akuten Lungenversagen des Erwachsenen, Deutsches Ärzteblatt 14 (2004), A928–A934.
- [2] PENNECOT, J., KRENKEL, L. AND WAGNER, C., An automated reconstruction of the lungs for CFD simulations, in European Community on Computational Methods in Applied Sciences (Venice, Italy, 2008).
- [3] PILLOW, J. J., High-frequency oscillatory ventilation: Mechanisms of gas exchange and lung mechanics, Critical Care Medicine 33 (2005), S135–S141.
- [4] SCHOLZ, A.-W. K., KRENKEL, L., TEREKHOV, M., FRIEDRICH, J., RIVOIRE, J., KÖBRICH, R., WOLF, U., KALTHOFF, D., DAVID, M., WAGNER, C. AND SCHREIBER, L. M., Magnetic resonance imaging and computational fluid dynamics of high frequency oscillatory ventilation, chap. CHAPTER (PUBLISHER, 2010), PAGES.

Datum: 30.06.2010

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Analyse Vogelflug

Ansprechpartner: Alexander Friedl, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089/6004-2287
Telefax: 089/6004-3896
e-mail: alexander.friedl@unibw.de

weitere Partner:

Thomas Wolf, Robert Konrath (DLR Göttingen, Experimentelle Verfahren),
Thomas Erlinghagen, Hermann Wagner (RWTH Aachen, Inst. f. Biologie II)

Thema: Aktuelle Messungen von Form und Deformation an Vögeln im Freiflug

Ausgangssituation:

Es wird eine Messmethode zur zeit-aufgelösten Bestimmung der dreidimensionalen Form und Verformung von Oberflächen mit natürlicher Textur vorgestellt. Diese berührungslose Technik wird eingesetzt zur Vermessung der Flügel-Form und Profilierung von Vögeln und Insekten in Freiflugexperimenten. Die dargestellte Methode basiert auf der Kombination von der Tiefeninformation der Oberfläche mit einer Bewegungsanalyse, zur Vermessung und Abgrenzung des zu messenden Objekts. Dieses Vorgehen verspricht eine verbesserte Ausnutzung der vorhanden örtlichen und zeitlichen Information.

Ziel:

Die erstaunlichen Flugleistungen von Vögeln stimulieren seit Generationen die Untersuchung des Schlagflugs und seine technische Umsetzung. Während der Vortriebswirkungsgrad mittlerweile weitgehend geklärt ist [1], versagen numerische und experimentelle Methoden bei der Analyse der Flugleistungen durch die komplizierte Anpassung und Verformung der Flügel-Form während einer Schlagperiode. Umfangreiche Profilvermessungen wurden bisher nur an betäubten [2] oder getöteten [3] Tieren durchgeführt. Das natürliche Verhalten von Muskeln und Federn, dem maßgeblicher Einfluss zugeschrieben wird, ist dabei gegenüber den wirklichen Flugbedingungen stark verfälscht. Für eine unbeeinflusste Untersuchung der instationären Bewegung und Verformung des Flügels muss die Vermessung im Freiflug stattfinden.

Lösungsweg:

Das grundlegende Messprinzip zur Bestimmung von drei-dimensionalen Punktwolken einer beobachteten Oberfläche ist weitläufig bekannt, auch im Bereich der digitalen Bildverarbeitung und des „Maschinen-Sehens“. Über eine stereoskopische Konfiguration von zwei oder mehreren synchronisierten Kameras wird die zu vermessende Oberfläche beobachtet. Die Entzerrung und Rektifizierung der Aufnahmen erfolgt mittels der internen und externen Orientierungs-Parameter des Kameraaufbaus, die über eine vorrangige Kalibrierung bestimmt werden. Entsprechende Punkte auf der Oberfläche liegen in den beiden korrigierten Bildern auf der gleichen vertikalen Koordinate. Bei geeigneter Textur kann die Bestimmung des entsprechenden horizontalen Abstandes, der sogenannten Disparität, über korrelations-basierte Methoden erfolgen. Einfache Kreuzkorrelations-Algorithmen zeigen jedoch grundlegende Nachteile. Speziell die Interpolation innerhalb sinnvollerweise eingesetzten Abfragefenstern führt zu Ungenauigkeiten an Unstetigkeiten der Oberflächen, wie Berandungen oder Oberflächensprünge zum Beispiel durch abstehende Federn beim Vogelflügel. Die kleinstmögliche Größe der Abfragefenster muss in Abstimmung mit der vorhandenen Textur der Oberfläche festgelegt werden, so dass durch eine Mindestgröße der Interpolationsbereiche ergibt. Um diese Einschränkungen der korrelations-basierten Methoden zu vermeiden wird hier ein anderes Verfahren vorgestellt, das auf einem ebenfalls weitverbreiteten Prinzip aufbaut, dem optischen Fluss. Optischer Fluss bezeichnet die

Bestimmung einer beliebigen Verschiebung zwischen zwei oder mehreren Bildern. Dabei können sowohl Verschiebungen durch eine Bewegung innerhalb einer Sequenz ausgewertet werden, als auch die Disparität zwischen zwei Stereobildern. Zur Bestimmung des Disparitätenfeldes wurde eine angepasste Variante des Algorithmus nach Brox [4] verwendet, der sowohl die räumliche Bildinformation aus zwei synchronisierten Kamerabildern ausnutzt, als auch die zeitliche Veränderung der stereoskopischen Bildinformation innerhalb einer hochabgetasteten Bildsequenz.

Ergebnis:

Die Messtechnik [5] wurde an mehreren Bildreihen eines präparierten Flügels einer Schleiereule entwickelt und erprobt. Neben der Bestimmung der dreidimensionalen Höheninformation aus den stereoskopischen Bildsequenzen unter Berücksichtigung der zeitlichen Information wurde auch eine Möglichkeit entwickelt, die Bewegungsinformation innerhalb der einzelnen Sequenzen zu nutzen, um eine Segmentierung des Messbereichs vom Hintergrund zu ermöglichen. Mit Hilfe eines festen Kameraaufbaus aus 6 Hochgeschwindigkeitskameras Phantom v12 wurden mehrere Sequenzen von Oberflächendaten von einer Schleiereule (*Tyto alba*), einem Lannerfalken (*Falco biarmicus*) und einem Rosenstar (*Sturnus roseus*) bestimmt. Die räumliche Auflösung beträgt zwischen 1,2 bis 1,5 Messpunkte pro Millimeter.

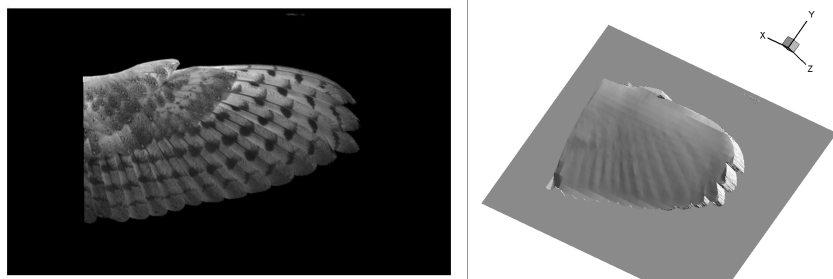


Abbildung 1: Entzerrte und segmentierte Aufnahme (links), berechnete Höheninformation der Oberfläche (rechts) einer Schleiereule im Verzögerungsflug



Abbildung 2: Entzerrte und segmentierte Aufnahme (links), berechnete Höheninformation der Oberfläche (rechts) eines Lannerfalken im Schlagflug

Literatur:

1. M.F. Neef und D. Hummel: „Euler solutions for a finite-span flapping wing“, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, Kapitel 19, 2002.
2. H. Ohme: „Vergleichende Profiluntersuchungen an Vogelflügeln“, *Beiträge zur Vogelkunde*, Band 16, Heft 1/6, 1953.
3. W. Nachtigall und J. Wieser: „Profilmessungen an Taubenflügeln“, *Zeitschrift für vergleichende Physiologie*, Nr.52, S.333-346, 1966.
4. T. Brox, A. Bruhn, N. Papenberg und J. Weickert: “High Accuracy Optical Flow Estimation Based on a Theory for Warping”, *Proc. 8th European Conference on Computer Vision*, 2004.
5. A. Friedl und C.J. Kähler: “Shape and Deformation Measurement of Naturally Textured Surfaces using Optical Flow”, *Proc. 8th Int. Symposium on Particle Image Velocimetry*, 2009.

weiteres Vorgehen:

Im Weiteren ist geplant das die ermittelten Daten zur weiteren Verwendung für zum Beispiel numerische Berechnungen zur Verfügung zu stellen. Außerdem sollen statistisch gesicherte Daten im Schlagflug der Vögel erhoben werden. Dazu wird ein Falke trainiert, um im Atmosphärischen Windkanal München gegen den künstlich erzeugten Luftstrom zu fliegen und so über mehrere Perioden des Flügelschlags im Messbereich von stationär aufgebauten Kameras zu bleiben.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: SPP1207: Strömungsbeeinflussung in Natur und Technik

Ansprechpartner: René Grüneberger

Telefon: 030/314-25268

Telefax: 030/314-25405

Institution: TU Berlin, Sekr. MB1

**email:rene.grueneberger@
cfd.tu-berlin.de**

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8, 10623 Berlin

**weitere Partner: Wolfram Hage, Robert Meyer, DLR, Institut für Antriebstechnik
Felix Kramer, Erik Wassen, Frank Thiele, TU Berlin, ISTA**

Thema: Experimente zur Reduzierung des turbulenten Wandwiderstandes mittels bewegter Lamellen

Ausgangssituation:

Zur Reduzierung des turbulenten Wandwiderstandes können kleine, in Strömungsrichtung ausgerichtete Rillen verwendet werden. Umfangreiche Parameterstudien z.B. von Bechert et al. [1] zeigen, daß diese sog. Riblets den Reibungswiderstand um bis zu 10% reduzieren können. Eine weitere, weit effektivere Methode zur Reduktion der Wandschubspannung stellt eine in lateraler Richtung oszillierende, glatte Wand dar. Mit ihr konnten in Strömungssimulationen eine Widerstandsverminderung um bis zu 50% erzielt werden [2,3]. Die Anwendbarkeit dieser Beeinflussungsmaßnahme ist jedoch prinzipbedingt fraglich.

Ziel:

Es soll experimentell untersucht werden, ob durch Oszillation bandförmiger Riblets quer zur Hauptströmungsrichtung der Effekt der lateral oszillierenden Wand nachgestellt werden kann. Ziel ist, die Wirksamkeit bekannter Ribletgeometrien durch Einbringen einer zusätzlichen Quergeschwindigkeitskomponente in die wandnächsten Bereiche der Grenzschicht zu erhöhen.

Lösungsweg:

Es wurde eine Versuchsoberfläche mit bandförmigen Riblets, die aus einer Bodenfläche und dünnen Lamellen von 0,2mm Stärke bestehen (siehe Abbildung 1), hergestellt. Diese Lamellen können durch einen elektrischen Antrieb in Querrichtung um $\pm 30^\circ$ um ihren Aufstandspunkt mit einer Frequenz bis zu 4Hz ausgelenkt werden. Durch Austausch der Lamellen können zwei verschiedene Verhältnisse von Lamellenhöhe zu -weite h/s eingestellt werden. An dieser Oberfläche mit einer Gesamtgröße von 500mm×400mm werden Schubspannungsmessungen im Ölkanal des DLR Berlin durchgeführt. Durch den direkten Vergleich mit einer glatten Oberfläche kann die relative Widerstandsänderung der Lamellenoberfläche mit einem absoluten Fehler von $\pm 0,3\%$ bestimmt werden. Durch Verwendung von Öl mit einer kinematischen Viskosität ν von $1,19 \cdot 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}$ und einer Dichte von $837 \text{kg}/\text{m}^3$ kann bei einem festen Lamellenabstand s von 6mm durch Änderung der Kanal-Reynoldszahl die dimensionslose Ribletweite s^{+1} zwischen 12 und 35 Wandeinheiten variiert werden. Die Ergebnisse für vier verschiedene Oszillationsfrequenzen werden mit den Messungen an stehenden Lamellen und mit Ergebnissen von DNS-Simulationen von Wassen [4] verglichen.

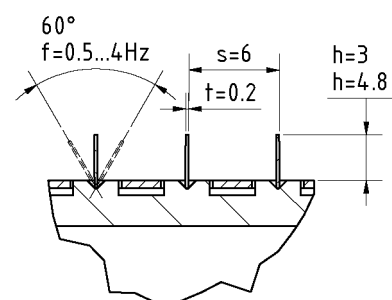


Abbildung 1: Aufbau der Versuchsoberfläche, alle Maße in mm

STAB

¹ Die dimensionslosen Größen werden mit der Schubspannungsgeschwindigkeit u_τ und der kinematischen Viskosität ν gebildet.

Ergebnis:

Die aus den Meßwerten berechneten Widerstandsänderungen $\Delta\tau/\tau_0$ im Vergleich zu einer glatten Oberfläche sind für vier ausgewählte Oszillationsfrequenzen f in Abbildung 2 und 3 gezeigt.

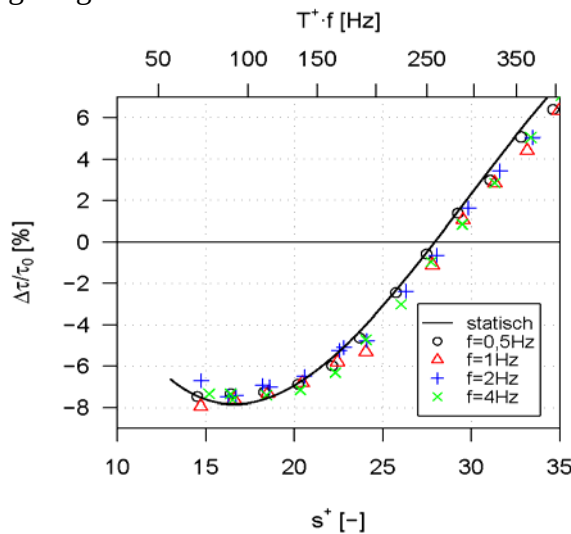


Abbildung 2: Widerstandsänderung bewegter Lamellen mit $h/s=0,5$

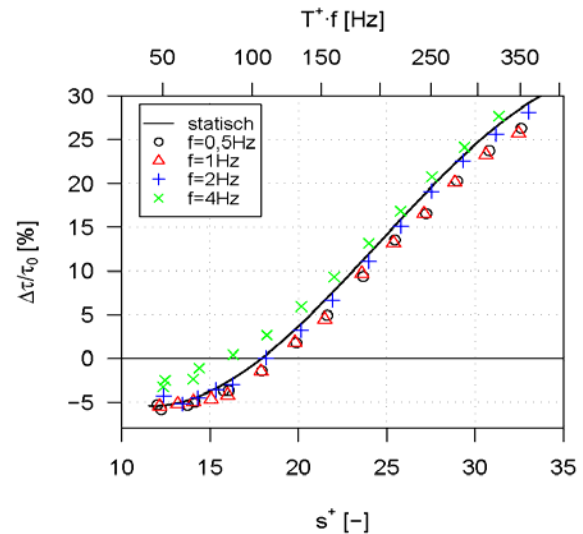


Abbildung 3: Widerstandsänderung bewegter Lamellen mit $h/s=0,8$

In den Messungen an Lamellen mit $h/s=0,5$ konnten innerhalb des untersuchten Frequenzbereiches keine signifikanten Änderungen der Widerstandsreduktion beobachtet werden. Bei Vergrößerung der Lamellenhöhe auf $h/s=0,8$ konnten für $f=0,5\text{Hz}$ und 1Hz eine geringfügig höhere Widerstandsreduktion erzielt werden.

An einer identischen Geometrie wurden von Wassen [4] DNS-Simulationen bei $s^+=16,8$ durchgeführt, bei denen für $h/s=0,5$ eine um 2,5% höhere Widerstandsverminderung als mit stehenden Lamellen gefunden wurde. Bei $h/s=0,8$ beträgt die Verbesserung infolge der Lamellenoszillation 6,4%. In Abbildung 4 ist für $h/s=0,8$ die Änderung der Wandschubspannung infolge der Lamellenoszillation normiert auf die Schubspannungsänderung stehender Lamellen bei $s^+=16,8$ als Funktion der dimensionslosen Periodendauer T^+ dargestellt.

Im Experiment wurde für $T^+ > 50$ ein positiver Effekt der Oszillation auf die Widerstandsverminderung beobachtet, der für sehr große T^+ wieder verschwindet. Bei $T^+ < 50$ erzeugen oszillierende Lamellen eine geringere Widerstandsverminderung als stehende Lamellen und für die kleinste Periodendauer $T^+=25$ wird insgesamt ein widerstandserhöhendes Verhalten der Testoberfläche registriert. Dieses Ergebnis mit einem anzunehmenden Optimum bei $T^+ \approx 50 \dots 100$ wird qualitativ von den DNS-Rechnungen bestätigt.

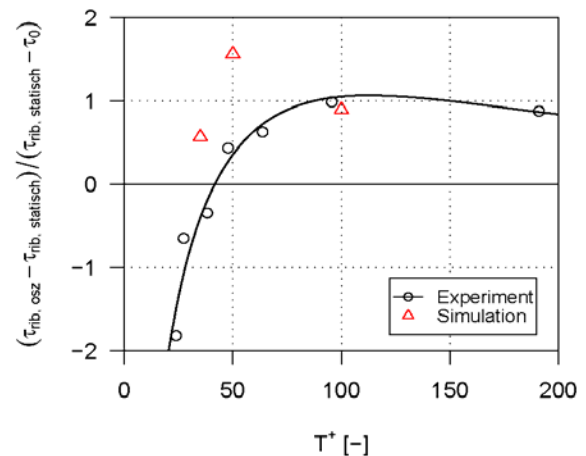


Abbildung 4: Schubspannungsänderung oszillierender Lamellen mit $h/s=0,8$ bei $s^+=16,8$, normiert auf Schubspannungsänderung stehender Lamellen

Literatur:

- [1] Bechert, D.W., Bruse, M., Hage, W., van der Hoeven, J.G.T., Hoppe, G., Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry, J. Fluid Mech., vol. 338, pp. 59-87 (1997)
- [2] Choi, J.I., Xu, C.X., Sung, H.J.: Drag Reduction by Spanwise Wall Oscillation in Wall-Bounded Turbulent Flows, AIAA Journal Vol. 40, No. 5, pp.842-850 (2002)
- [3] Ricco, P., Wu, S.: On the effects of lateral wall oscillations on a turbulent boundary layer, Experimental Thermal and Fluid Science 29, pp.41-52 (2004)
- [4] Wassen, E., Grüneberger, R., Kramer, F., Hage, W., Meyer, R., Thiele, F., Turbulent drag reduction by oscillating riblets, AIAA 4th flow control conference, AIAA-2008-3771 (2008)

Datum: 23.06.10

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Biofluidmechanik
Ansprechpartner: A. Lintermann, G. Eitel, M. Meinke, W. Schröder
Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen

Telefon: 0241 – 80 – 90419

Telefax: 0241 – 80 – 92257

Email: A.Lintermann@aia.rwth-aachen.de

Weitere Partner: IMSIE Köln, Rechenzentrum RWTH Aachen

Thema: Lattice-Boltzmann solutions with local grid refinement for nasal cavity flows.

Ausgangssituation:

To improve the breathing capabilities of humans with pathological shapes of the nasal cavity, a virtual surgery environment is being developed. Herein, volumetric Computer Tomography (CT) data is used to extract the surface of the human nasal cavity. Subsequently, a Cartesian grid is automatically generated and flow simulations with a Lattice-Boltzmann method are carried out for nasal cavity geometries within the scope of the DFG funded project "Rhinomodel". To find suitable shapes of the nasal cavity for the individual patient, a virtual surgery is iteratively performed. In this paper, numerical flow simulations on refined Cartesian meshes based on a Lattice-Boltzmann method are presented.

Ziel:

The prediction of pressure losses in the nasal cavity requires a correct prediction of the wall shear stress, which can only be achieved with an appropriate resolution of the near wall velocity gradients. Although the Reynolds number based on the averaged velocities in the nasal cavity is only in the order of $O(1000)$, an isotropic Cartesian mesh would require a large amount of grid points, which can be avoided using grid refinement close to the walls of the nasal cavity. This method promises a major improvement of the efficiency due to the reduction of the overall number of cells, which shortens the waiting time between the iterative process steps within the virtual surgery method.

Lösungsweg:

Starting with a volumetric CT data of the human head, a triangular surface representation of the nasal cavity is extracted. By first performing a semi-automatic segmentation [AB94], the Marching Cubes algorithm [LC87] is used to generate a manifold closed surface. A smoothing with a Windowed-Sinc Function [TZG96] is performed in a post-processing step. Then, a Cartesian grid is created with refined boundary cells. A certain level of refinement is obtained by continuously splitting coarser cells and removing cells outside the flow domain. The flow simulation is carried out by applying a Lattice-Boltzmann method. Since there is a lack of Particle Probability Density Functions (PPDFs) at the level interfaces between coarse and fine cells, the macroscopic variables have to be interpolated in time and space. The non-equilibrium parts of the PPDFs are obtained by a transformation [FH98]. Depending on the cell level, the collision and propagation step is performed at certain intervals, so that the discrepancy in cell resolution is considered. At the walls, an interpolated bounce back of the PPDFs with no-slip condition is used to obtain second order accuracy [BF01]. At the outflow, the pressure relaxes towards a prescribed value which is lower than the ambient pressure to generate an air flow with a certain volume rate. The relaxation prevents reflections at the outflow boundary [FH07]. At the inflow boundaries the value of the stagnation pressure and the shape of the velocity profile is specified [HSM06]. For the velocity profile a parabolic shape is chosen based on the cell distance to the walls.

Ergebnis:

To validate the Lattice Boltzmann method with grid refinement, a flow around a circular cylinder at a Reynolds number of $Re=100$ and a Mach number of $Ma=0.1$ was simulated. Fig. 1 shows the refined mesh and the results for 5 different cell levels. For this simulation a drag coefficient of $c_d=1.348$ was obtained. The amplitude of the lift coefficient was found to be $c_l=0.331$ and the Strouhal number was determined to be $St=0.165$. The values for c_d and St correspond to those found in [HMS08] where $c_d=1.354$ and $St=0.164$ was obtained with a Finite Volume method. The lift coefficient is equal to the one in [PTPN06]. The smooth distribution of the macroscopic variables across level interfaces shows the correctness of the applied interpolation and transformation algorithms. Flow simulations for different nasal cavity geometries have been carried out with the above described LBGK-method. Fig. 2 shows the original geometry of a deformed nasal cavity, extracted from CT data. The surface consists of $8.48 \cdot 10^5$ triangles. For the depicted cutplane in fig. 2, fig. 3 shows the computational grid with local refinement at the wall boundaries. A massflux of 125 ml/sec per nostril was assumed, resulting in a Reynolds number of $Re=581$. The computation was performed on 16 blocks, with an overall number of cells of $9.84 \cdot 10^6$. Fig. 4 shows the LBGK solution in slices, starting at the nostrils and ending at the throat from left to right. This flow field in this nasal cavity has been simulated without local grid refinement. Solutions with local refinement for the nasal cavity are presently carried out and will be presented at the Symposium.

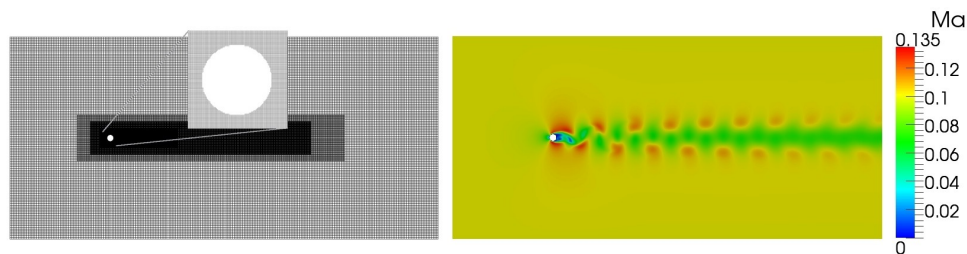


Fig.1: Flow around a circular cylinder at $Re=100$ and $Ma=0.1$.

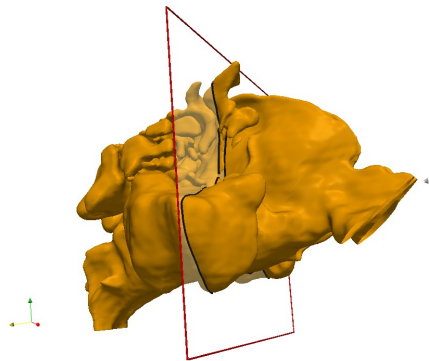


Fig. 2: Surface of the human nasal cavity.



Fig. 3: Slice through the computational grid of the nasal cavity with local grid refinement.

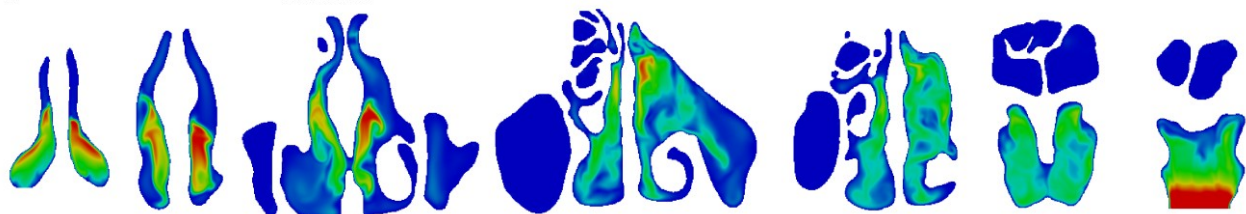
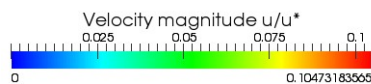


Fig. 4: Lattice-Boltzmann solution for a deformed nasal cavity geometry with $Re=571$, $Ma=0.05$, $t=100.000$. The velocity field is shown for different cutplanes starting at the nostrils (left) and ending at the throat (right).

Literatur:

- [AB94] R. Adams and L. Bischof. Seeded Region Growing. IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 16(6):641–647, 1994.
- [BF01] M. Bouzidi, M. Firdaouss, P. Lallemand. Momentum transfer of a Boltzmann-lattice fluid with boundaries. Phys. Fluids 13, Issue 11, 3452, 2001.
- [FH98] O. Filippova, D. Hänel. Grid Refinement for Lattice-BGK Model. J. Comput. Physics, 147:219-228, 1998.
- [FH07] Finck, M. and Hänel, D. and Wlokas, I. Simulation of nasal flow by lattice Boltzmann methods. Comput. Biol. Med., vol. 37, no. 6, pp. 739-749, 2007.
- [HMS08] Hartmann, D., Meinke, M., and Schröder, W., “A multilevel formulation for Cartesian hierarchical grid methods with adaptive mesh refinement”, Computers & Fluids, Vol. 37, pp. 1103-1125, 2008.
- [HSM06] I. Hörschler, W. Schröder, M. Meinke. Comparison of steady and unsteady nasal cavity flow solutions for the complete respiration cycle. Computational Fluid Dynamics JOURNAL, Vol. 15, No. 3, pp. 354-377, 2006.
- [LC87] William E. Lorensen and Harvey E. Cline. Marching cubes: A high resolution 3D surface construction algorithm. ACM SIGGRAPH Computer Graphics, 21(4):163–169, 1987.
- [PTPN06] P. De Palma, M.D. de Tullio, G. Pascazio and M. Napolitano. An immersed-boundary method for compressible viscous flows. Computers & Fluids, Vol. 35, Issue 7, pp. 693-702, 2008.
- [TZG96] Gabriel Taubin, Tong Zhang, and Gene H. Golub. Optimal Surface Smoothing as Filter Design. In ECCV '96: Proceedings of the 4th European Conference on Computer Vision- Volume I, pages 283–292, London, UK, 1996. Springer-Verlag.

weiteres Vorgehen:

To investigate further physiological functions of the nose, the temperature field in the nasal cavity will be determined by solving an additional scalar transport equation for the temperature. Furthermore, solution adaptive grid refinement during the simulation will be carried out, to improve the accuracy and efficiency of the solution method.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Abbas	110	Eichinger	78	Heine	112
Abu-Zurayk	44	Eisfeld	114	Heinemann	66
Adams	46, 146, 170	Eitel	282	Heister	136
Altmikus	134	Engert	110, 120	Henne	260
		Enk	32	Höld	120
Banuti	178	Ertunc	80	Höll	96
Barckmann	100	Esser	60	Horn	200
Barth	52	Feldmann	276	Hübner	202
Bartolome Calvo	28	Fey	266	Hylla	204
Bauer, M.	180	Fleischer	170		
Bauer, K.	110	Foysi	106	Jönsson	148
Becker	66, 164	Franke	34	Jovanovic	98
Béguin	46	Friederich	82		
Beifuß	266	Friedl	252, 278	Kachanov	76
Bensing	130	Frohnapfel	74, 98	Kähler	38, 220, 252, 278
Biermeier	164			Karhoff	254
Birkefeld	182	Gardner	132, 134, 140	Khier	138
Birken	180	Gauger	218	Kirmse	258
Bitter	252	Gehre	52	Klaas	254
Bode	54	Gesemann	270	Klein, A.	134, 136
Böttcher	62	Geurts	188	Klein, C.	260, 266
Böhrk	52	Giepman	172	Kloker	82
Bornhöft	56	Glatzer	190	Kniesburges	66
Borodulin	76	Gmelin	192	Knopp	132, 140, 206, 224
Breitsamter	46, 50, 66, 146, 170	Gölling	84	Krämer	76
Brezillon	40, 184	Grabe	62	Krauss	80
Brodersen	40	Grimminger	194	Krenkel	156
Bücker	254	Grund	86	Krentel	150
		Grundmann	100, 256	Kriegseis	100
Chen	68	Grüneberger	280	Krimmelbein	208, 210
Chernukha	70	Gülhan	60	Kröger	228
Ciobaca	72, 114	Günther, B.	88	Kröhnert	36
Costantini	60	Günther, C.	196	Kroll	234
Criscione	74			Krumbein	208, 210
Czarnota	186	Haar	48	Kupke	110
		Hage	90	Kutz	142
De Paula	76	Hannemann, K.	52, 62, 178		
Delgado	80, 98	Hannemann, V.	180		
Dettleff	62	Hartmann, D.	196	Lambert	212
Dillinger	242	Hartmann, R.	198	Lammers	98
		Haucke	92	Langer	214
Eggers	52, 54, 58	Hecklau	94		

Lauterbach	152	Richter	132, 134, 140, 226	Tropea	74, 100
Leicht	198				
Lemke	192	Riedl	110	Valentino	212
Lenk	262	Ritter	176	Vogel	146
Lesser	38	Röber	230		
Leuckert	110	Rochhausen	228	Wagner, Al.	52
Lienhart	66, 80	Rohardt	134	Wagner, A.	164
Lieser	38	Ronzheimer	40	Wagner, C.	186, 200, 276
Liesner	102	Rosemann	132, 226		
Lintermann	282	Rossow	232	Wagner, R.	110
Litau	154	Rudolph	268	Wagner, S.	160
Lüdeke	104, 116	Rütten	154, 156, 158	Waitz	272
Lumpe	118			Wartemann	104, 116
				Wassen	96
Mai	134	Sachs	260	Webel	162
Marinc	106	Salazar	94	Weinand	120
Martinez	52	Schade	42	Weinman	248
Schramm		Schanz	112, 270	Weiß	52
Mazlum	216	Schneider	144	Wellmer	250
Meinke	188, 190, 196, 282	Schnepf	122	Wienecke	270
		Schräder	158	Wolf	54
Mey	262	Schröder, A.	112, 270	Wolkow	58
Meyer, M.	50	Schroder, W.	188, 190, 196, 254, 282	Wünsch	154
Meyer, R.	102			Würz	76
Michaelis	112, 270			Wysocki	274
Möller	266	Schüleln	56, 122, 274		
Munz	182, 246	Schulze, J.	166		
		Schulze, S.	38, 220, 252	Zander	118
		Schwamborn	224		
Nemili	218	Schwarz	234		
Niehuis	38	Schwöppe	236		
Nitsche	86, 92, 94, 108, 110, 118, 150, 268, 272	Seiler	124, 126		
		Seitz	104		
Nitzsche	172, 174	Sesterhenn	222		
		Seyfert	238		
		Shishkina	200		
Ondrus	266	Spiering	240		
Ostwald	80	Springer	66		
Özkaya	218	Srulijes	128		
		Stern	120		
Pätzold	108	Stickan	242		
Peltzer	108	Stollenwerk	228		
Pöttner	266				
Probst	216, 220	Stürmer	168		
		Swoboda	244		
Radespiel	216, 220, 266				
Reiss	222	Taube	246		
Reuß	224	Thiele	96, 192, 204		
Reyer	268	Togiti	114		