

STAB



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

2008

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Gremien	10
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über das 16. DGLR-STAB-Symposium 2008 in Aachen	15
14. STAB-Workshop 2009: „Call for Paper“	
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	17
Statistik zu den „Mitteilungen“	18
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	19
Mitteilungen	28
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	268

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 120 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Dies sind zum größten Teil die Anmeldungen für das STAB-Symposium in Aachen 2008. Die "Mitteilungen" dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 19 bis 27), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge zu den Fachkreisen sind in sechs 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 2,5 % (!) auf die Industrie, 49 % auf die Hochschulen, 46 % auf das DLR und 2,5 % auf das ISL. Auf Seite 266 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 18 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Daraus geht hervor, dass die Anzahl der Mitteilungen - nach dem Tiefstand im Vorjahr - 2008 wieder dem langjährigen Durchschnitt entspricht.

Die Materialsammlung für die Jahresberichte soll möglichst effektiv gestaltet werden. Beachten Sie bitte alle Hinweise auf Seite 14. Dort erfahren Sie, wie Sie selbst "Mitteilung"en verfassen können.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2008, 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 240 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 2009

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2008"

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
- 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 |

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

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

02.-06.03.2009

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. Hönlinger; 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. Hönlinger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. xy; Ed.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009 (?)

Vorschau:

- | | |
|------------------------------------|---|
| - 14. STAB-Workshop | Göttingen, 11.-13. Nov. 2009 |
| | (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite gestellt) |
| - 3. Kurs "PSP" | Göttingen, 7.-11. Sept. 2009 |
| - 18. Kurs "PIV" (voraussichtlich) | Göttingen, März 2010 |

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Behr roland.behr@space.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
Dr. G. Eitelberg dnw@nlr.nl	(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
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. P. Hennig paul.hennig@lfk.eads.net	(LFK, Unterschleißheim) Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
Dr. G. Heller (<u>Sprecher</u>) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649; Fax: 0421 / 538-4714
Prof. Dr. L. Tichy lorenz.tichy@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
N.N.	(EADS Militärflugzeuge, München)
Prof. Dr. W. Nitsche (<u>Sprecher</u>) w.nitsche@ilr.tu-berlin.de	(Technische Universität Berlin) Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955
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

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/ -modellierung	Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen) 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 (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2643; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: jose.longo@dlr.de
Flow Control, Transition und Laminarhaltung	Dr. G. Schrauf (Airbus Deutschland, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910 e-mail: g.schrauf@airbus.com
Hochagile Konfigurationen	Dr. R. Höld (LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, Unter- schleißheim) 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. M. Raffel (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2404 e-mail: markus.raffel@dlr.de

Fachkreise:

siehe hierzu die

**,Teilssystem- und Technologieorientierten Fachbereiche (T)' der DGLR unter
www.dglr.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
Aeroelastik und Strukturodynamik T 1.2	Dr. J. Schweiger (EADS Deutschland) Tel.: 089 / 607-23124; Fax: 089 / 607-28524 e-mail: johannes.schweiger@eads.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
Versuchsanlagen T 2.4	Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582 e-mail: dnw@nlr.nl

**Wissenschaftlicher
Koordinator**

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

Koordinierte Programme zur Strömungsmechanik der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Exzellenzcluster

259	Intelligente Grenzflächen: Verständnis und Gestaltung von Strömungsberandungen	Prof. Tropea Prof. Stephan	TU Darmstadt
Schwerpunktprogramme			
1147	Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse	Prof. Nitsche	TU Berlin
1164	Nano- und Mikrofluidik: Von der molekularen Bewegung zur kontinuierlichen Strömung	Prof. Jacobs Prof. Kuhlmann	Uni Saarland TU Wien
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

493	Fluid-Struktur-Wechselwirkung: Modellierung, Simulation, Optimierung	Prof. Schäfer Prof. Bungartz	TU Darmstadt TU München
507	Large Eddy Simulation (LES) of complex flows	Prof. Manhart Prof. Bontoux Prof. Schröder	TU München Uni Marseille RWTH Aachen
508	Noise Generation in Turbulent Flows	Prof. Munz Prof. Bontoux Prof. Schröder	Uni Stuttgart Uni Marseille RWTH Aachen
1066	Simulation des Überziehens von Tragflügeln und Triebwerksgondeln	Prof. Radespiel	TU Braunschw.

Sonderforschungsbereiche

557	Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen	Prof. King	TU Berlin
607	Elektromagnetische Strömungsbeeinflussung in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie	Prof. Odenbach	TU Dresden

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

Transregio

40	Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme	Prof. Adams	TU München
----	--	-------------	------------

Verfassen von „Mitteilungen“:

Für den Fall, dass Sie für den nächsten Jahresbericht eine oder mehrere "Mitteilungen" verfassen möchten, bitten wir Sie die Bögen jederzeit der Geschäftsstelle zuzusenden,

allerspätestens aber bis zum Jahresende 2009.

Kopieren Sie sich bitte zu diesem Zweck die beiden verbindlichen Seiten aus dem Internet www.dlr.de/agstab - oder stellen sich das Raster entsprechend selbst her.

Bitte halten Sie sich unbedingt an die vorgegebenen maximal 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Bitte klammern Sie zusammenhängende Seiten mit Büroklammern zusammen (nicht tackern!).

Der Druck erfolgt ausschließlich in schwarz/weiß. Es wäre sehr wünschenswert, wenn die dafür optimalen Vorlagen geliefert werden würden (d. h. möglichst nicht in Farbe!).

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung:

Tel.: 0551 / 709 - 2259
Fax : 0551 / 709 - 2135
e-mail: [hp.kreplin @dlr.de](mailto:hp.kreplin@dlr.de)

Mit freundlichen Grüßen
Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

16. DGLR / STAB Fach-Symposium zur "Strömungsmechanik" in Aachen

Dieses von der deutschen strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft STAB initiierte Symposium wurde am 3. und 4. November 2008 im Eurogress in Aachen durchgeführt. Gastgeber war das Aerodynamische Institut der RWTH Aachen. Die fachliche Leitung und die Organisation lagen in den Händen von Herrn Professor W. Schröder und Herrn Dr. M. Klaas.

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 vom 11. bis 13. November 2009) 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 letztjährige Symposium fand an nur zwei Tagen statt. Vor insgesamt ca. 140 Teilnehmern wurden etwa 100 Vorträge in drei parallelen Sitzungen gehalten. Die Sitzungen waren unterteilt in „Numerische Simulation“, „Flow Control“, „Biofluidmechanik“, „Experimentelle Analyse/ Messverfahren“, „Experiment / Numerik“, „Vermischungsvorgänge“, „Hyperschallaerothermodynamik“, „Laminarhaltung und Transition“, „Turbulenzforschung“, „Transportflugzeuge/ Triebwerksintegration“ sowie „Aeroakustik“. Dabei war die Numerik mit etwa 30 Vorträgen am stärksten vertreten. Zudem wurden vier eingeladene Plenarvorträge gehalten von F. Menter (ANSYS Germany GmbH), H. Hornung (California Institute of Technology), D. Lohse (University of Twente) und S. Kallweit (ILA GmbH).

Wie schon zuletzt kamen die Beiträge, bezogen auf die Erst-Autoren, zu etwa je 50 % aus den Hochschulen und aus Forschungseinrichtungen (DLR, ISL). Unter diesem Kriterium war der Anteil aus der Industrie mit 5 % sehr gering. Das ist zwar ein leichter Anstieg gegenüber dem Symposium 2006. Dennoch muss weiterhin ganz massiv für Beiträge aus der Industrie geworben werden, um dieses Manko abzustellen und wieder eine hinreichende Balance zwischen Universitäten, Forschung und Industrie herzustellen.

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 wesentlich auch die Abendveranstaltung in Form des „Symposium Dinner“ in der Aula Carolina mit musikalischer Untermalung durch die Jazz-Band der RWTH bei.

Das Symposium war bestens organisiert. Dafür gilt der Dank Herrn Prof. W. Schröder und Mitarbeiter vom Aerodynamischen Institut und Lehrstuhl für Strömungslehre. 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 ist für Ende 2009 vorgesehen.

Für das nächste Symposium in 2010 wurde Berlin als Tagungsort vorgeschlagen.

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

Dr. Hans-Peter Kreplin
Wissenschaftlicher Koordinator der STAB

Call for Paper

für den

14. STAB-Workshop

11. - 13. November 2009

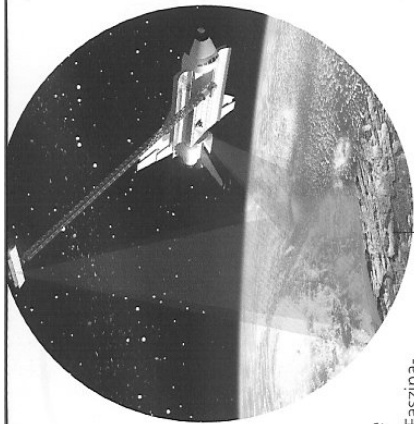
im DLR-Standort Göttingen

Für Vortragsanmeldungen sind ausschließlich die 2-seitigen „Mitteilung“en zu verwenden. Bitte schicken Sie diese bis spätestens

9. Oktober 2009

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle jederzeit gerne 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

Ausführliche Informationen

finden Sie auch unter folgender Adresse im Internet:

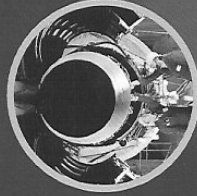
<http://www.dglr.de>

Im Beitrag enthaltene Leistungen:

- 4 x Luft- und Raumfahrt
- 4 x DGLR-Mitteilungen
- Veranstaltungsprogramme
- Vorträge/Exkursionen der Bezirksgruppen
- Mitwirkung in Fachbereichen/-ausschüssen
- Mitwirkung in Nachwuchsgruppen
- DGLR-Newsletter

Ermäßigungen:

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



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

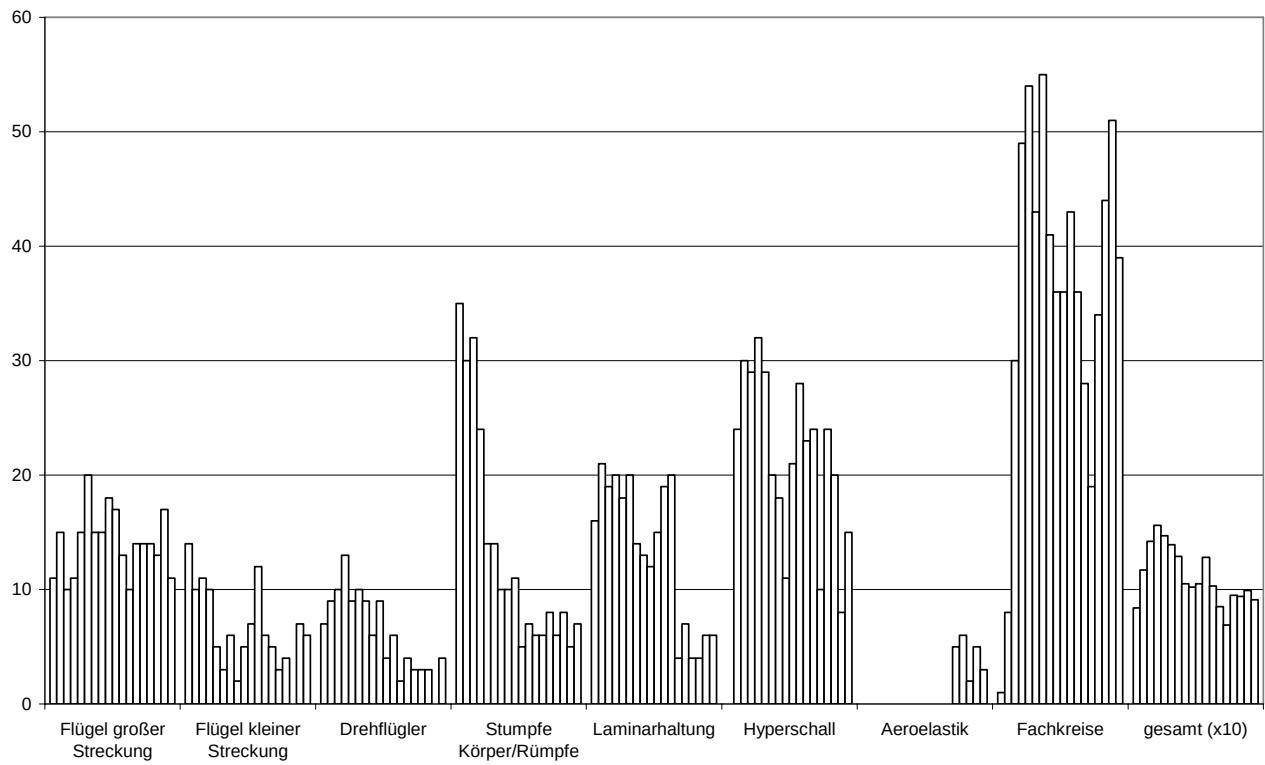
Druck
Thierbach GmbH
Mülheim an der Ruhr

Gestaltung
ziller design, Mülheim an der Ruhr

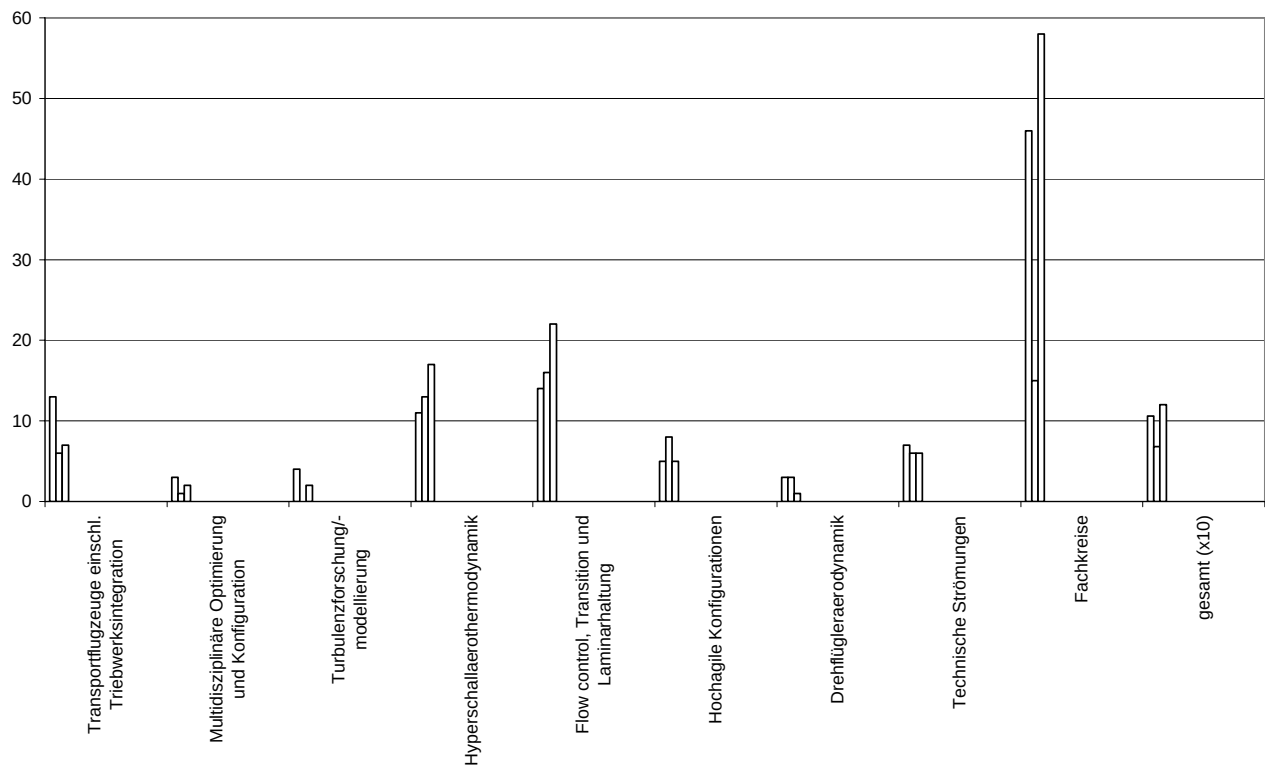
Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)

Treffpunkt für Luft- und Raumfahrt

Mitteilungen 1988 – 2005



Mitteilungen ab 2006 (neue STAB-Struktur)



Stand: April 2009

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“ Seite

Jung, Breitsamter, Adams	Experimentelle Untersuchung der Wirksamkeit unterschiedlicher Luftbremsenkonzepte für Steilanflugverfahren von Verkehrsflugzeugen	28
Kožulović	Propulsive Efficiency of Nozzles with Non-Uniform Velocity Distributions	30
Melber-Wilkending	Aerodynamik des Flügel / Rumpfüberganges bei einem Transportflugzeug in Hochauftriebskonfiguration	32
Schade	Numerische Untersuchung des Rückenstieleinflusses auf die Heckströmung einer generischen militärischen Transportflugzeugkonfiguration mit geöffneter Heckrampe	34
Streit	Minimaler induzierter Widerstand von nichtplanaren Tragflügeln bei moderatem und kleinen Streckungsverhältniss	36
Voß	Numerische Untersuchung zur Bestimmung einer optimalen Einbauposition von Lufteinlasskanälen für die Kabinenluftversorgung am Beispiel eines generischen Mittelstreckenflugzeugs	38
Wunderlich	Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge	40

2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“

Béguin, Breitsamter, Adams	Untersuchung einer massiv formvariablen Flügelkonfiguration mit flexibler tragender Fläche	42
Krammer, Werner-Westphal, Bertsch	Integration eines Lärmanalysemoduls in den Flugzeugvorentwurf	44

3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/-modellierung“

Jovanovic, Frohnäpfel, Breuer, Nishi, Ertunc, Köksoy, Lienhart, Delgado	Persistence of the laminar regime in wall-bounded flows at very high Reynolds number	46
--	---	----

Schröder, Geisler, Staack, Henning, Wieneke, Scarano, Elsinga	Eulerische und Lagrangesche Einblicke in eine turbulente Plattengrenzschichtströmung mit Hilfe der zeitaufgelösten tomographischen PIV	48
---	--	----

4. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“

Banuti, Longo	Virtual Blunting of Hypersonic Aircraft	50
Barth, Illi	Aerothermodynamische Charakterisierung einer aktiv gekühlten TPS-Platte während des atmosphärischen Wiedereintritts bei SHEFEX-II	52
Barth, Longo	Advanced flight analysis to SHEFEX I	54
Barth, Mulot, Longo, Hannemann, K., Martinez Schramm, Wagner, Wolfram, Schröder	Experimentelle und numerische Untersuchungen zu <i>SHEFEX-I</i> im HEG	56
Bartolome Calvo, Hannemann, K.	Analysis of the heat transfer in liquid rocket engine cooling channels	58
Birrer, Stemmer, Adams	Untersuchung der Auswirkungen von chemischen und thermischen Nicht-Gleichgewichten während des atmosphärischen Wiedereintritts von Raumflugkörpern	60
Böttcher, Longo	Simulation magnetohydrodynamischer Strömungen in Argon unter Verwendung des DLR TAU-Codes	62
Dittrich, Longo	Multidisziplinärer Vorentwurf einer Mach 6-Hyperschalltransport-Konfiguration mit Hilfe eines Optimierungsverfahren	64
Eggers	Aerodynamische Auslegung des SEFEX II Flugexperimentes	66
Fischer, C., Neuenhahn, Olivier	Untersuchung der Innenströmung eines SCRAMJET-Antriebes bei erhöhten Wandtemperaturen	68
Grabe, Hannemann, K.	Numerical Simulation of Nozzle Flow into High Vacuum Using Kinetic and Continuum Approaches	70
Heitmann	Untersuchung der Transition im Hyperschall unter Verwendung kontrollierter Störungen	72

		Seite
Korfanty, Longo	CFD based Dynamic Analysis of Atmospheric Re-Entry Vehicles	74
Mack	CFD Validation for CO ₂ Reentry Applications	76
Reimann, Strom, Longo	Elevon-Elevon Gap Flow Impingement	78
Reimann, Martinez Schramm, Hoffie	Aerodynamic study of a generic flap configuration with gap in HEG	80
Wolfram, Martinez Schramm	Pattern Recognition in High Speed Schlieren Visualization at the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG)	82

5. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“

Alshabu, Olivier	Instationäre Strömungsvorgänge im Transschall	84
Baysal, Rist	Identifizierung und Quantifizierung von Scherschichteinflüssen auf die Wirbelgenerierung	86
Casper	Grundlagen zur Strömungsbeeinflussung mit pneumatischen Aktuatorarrays	88
Ciobaca	Simulation of active flow control on the flap of a 2D high-lift configuration	90
Duchmann, Grundmann, Tropea	Unbemanntes Versuchsflugzeug zur Grenzschichtbeeinflussung mit Plasma-Aktuatoren	92
Hecklau, Zander, Nitsche	Aktive Strömungsbeeinflussung an einer hoch belasteten Verdichterkaskade	94
Höll, Günter, Wassen, Thiele	Aktive Ablösekontrolle auf der Hinterkantenklappe einer Hochauftriebskonfiguration mit segmentierter Anregung in spannweitischer Richtung	96
Jensch, Pfingsten, Radespiel	Numerische Untersuchung zur Verbesserung der Zirkulationskontrolle am Tragflügelprofil durch Ausblasen an Nase und Variation der Spalthöhe	98
Krenkel, Rosemann	Investigation of Shock Wave/Boundary Layer Interaction and its Control with Vortex Generators	100
Kriegseis, Dehler, Tropea	Strömungsverhalten in nächster Umgebung eines Plasma-Aktuators	102

		Seite
Lüdeke, Sandham, Wartemann	Numerical Investigation of Transition Control by Porous surfaces in Hypersonic Boundary Layers.	104
Ludewig, Niehuis, Franke	Vergleich des Leistungspotentials aktiver und passiver Methoden der Grenzschichtbeeinflussung an einem Niederdruck-Turbinengitter	106
Mack, Sesterhenn	Globale Stabilitätsanalyse der schiebenden kompressiblen Vorderkantenströmung	108
Mahmood	Numerical Investigation of Jet Actuator using Chimera Grids	110
Nold, Cheviakov, Oberlack	Applications of symmetry analysis in stability theory	112
Pätzold, Peltzer, Nitsche	Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten an einem 2D-Profil in Windkanal- und Flugversuchen	114
Quadros, Grundmann, Tropea	Numerical investigations of the active cancellation of Tollmien-Schlichting waves using plasma actuators	116
Rist, Rashad	Numerical investigation of a jet and vortex actuator (JaVA)	118
Schreyer, Würz, Krämer, Talamelli, Alfredson	Experimental flow studies on separation and reattachment around sharp, wedge shaped leading edges at low Reynolds numbers	120
Seitz	Entwurf von transsonischen Laminarprofilen für einen VL BizJet	122
Selent, Rist	Direkte numerische Simulation von Aktuatoren zur Grenzschichtbeeinflussung	124
Zengl, Rist	Betrachtung der Rezeptivität für kaskadierte Aktuatoren zur Erzeugung von Tollmien-Schlichting-Wellen	126

6. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Höld	Numerical Investigation of Wind tunnel interference-Effects on Missile-Aerodynamics	128
Klar, Petrache, Breitsamter, Adams	Experimentelle und numerische Untersuchung von Wirbelschleppen bei hochmanövrierfähigen Flugzeugen	130

		Seite
Seiler	Untersuchungen im Stoßrohr-Windkanal zur Hochgeschwindigkeitssteuerung mit Seitenstrahltechnik bei realen Flugkonditionen	132
Srulijes	Theoretische und experimentelle Simulation der Erwärmung von Flugkörperspitzen bei mit realen atmosphärischen Strömungsbedingungen	134
Weinand	Analyse der Effektivität einer Querschubsteuerung und Interferenz mit aerodynamischen Flächen bei einem zylindrischen Flugkörper großer Streckung.	136

7. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“

Vogel, Breitsamter, Adams	Aerodynamische Analysen an einer Hubschrauberzellen-Konfiguration mit drehendem Rotorkopf	138
---------------------------------	---	-----

8. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Basara, Jakirlic, Aldudak, Tropea	Truck interference effects on a car during an overtaking maneuver: a computational study	140
Fischer, V., Polifke	Modellierung der Varianz- und Kovarianztransportgleichung für Large-Eddy-Simulation (LES) mit Vermischungsvorgängen	142
Lucius, Brenner	Numerische Untersuchung zum Einfluss der Spaltweite im Spitzenspalt eines halboffenen Verdichterlaufrads	144
Rütten, Krenkel	Vortex Generator Pairs for Vortex Induced Heat Transfer Enhancement in Heat Exchanger Channels	146
Schmeling, Westhoff, Kühn, Bosbach, Wagner	Strukturbildung in turbulenter Mischkonvektion in einer rechteckigen Konvektionszelle	148
Winkler, Pernpeintner, Adams	Automatisierung der aerodynamischen Formoptimierung am Beispiel eines Bobs	150

9. Fachkreis „Strömungsakustik/ Fluglärm“

Aybay, Breuer	Large-Eddy Simulation of Three-Dimensional Cavity Flow using a Time Conservative Finite-Volume Method	152
------------------	---	-----

		Seite
Bauer	Berechnung von Umströmungslärm mit der Diskontinuierlichen Galerkin Methode	154
Becker, Grohmann	Aeroakustische Optimierung von Seitenkanalgebläse	156
Birkefeld, Munz	Hybride Methoden für CAA	158
Heider, Schröder	Experimentelle Untersuchungen strömungsinduzierter Hohlraumresonanzen	160
Hirner Lutz, Krämer	Aufbau einer Prozesskette zum Entwurf lärmarmen Propeller	162
Kamruzzaman, Ivanov, Lutz, Herrig, Würz, Krämer	Anisotropic Turbulence Integral Correlation Length Scale in Airfoil Boundary Layer Flow	164
Karic	Investigation of the flow influence on the efficiency and noise production by fast rotating radial fans	166
König	Analyse des Lärms von Hochauftriebskonfigurationen mittels eines hybriden LES/CAA Verfahrens	168
Morgenweck	Bestimmung von Düsenadmittanzen in Raketenbrennkammern	170
Müller, Uffinger	Akustik und Turbulenz bei der Überströmung einer flexiblen Plattenstruktur	172
Schäfer, Becker	Simulation des Vorderflügel-lärms einer Hochauftriebskonfiguration in 2D und 3D	174
Seiler, Srulijes	Neue Erklärung des Lärms von Überschallstrahlen durch „Baggern“	176
Stürmer, Yin	Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of Contra-Rotating Open Rotor Propulsion Systems at Low-Speed Flight Conditions	178

10. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“

Gomes, Münsch, Breuer, Lienhart	Flow-induced Oscillation of a Flat Plate – A Fluid-Structure-Interaction Study Using Experiment and LES	180
Send	An Approach to the Gust Problem with Interfering Profiles	182

11. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“

Seite

Banuti, Hannemann, K.	Interfacial Area Transport Equation in Statistical-Eulerian-Eulerian Simulations of Multiphase Flow	184
Bonfigli, Jenny	Numerical solution of the incompressible Navier-Stokes equations with the immersed interface method	186
Eisfeld	Der Einfluss der Längenmaßgleichung auf die Simulation aerodynamischer Strömungen mit Reynolds-Spannungsmodellen	188
Eisfeld, Knopp	Anwendung einer neuen Erweiterung für k - ω Turbulenzmodelle zur Berücksichtigung von Wandrauigkeit auf Strömungen mit Ablösung	190
Enk	Implementierung eines Verfahren 4. Ordnung für ein Finite differenzen Verfahren zur Grobstruktursimulation und Ergebnisse an der ebenen Plattenströmung	192
Gardner, Richter, Rosemann	Prediction of the Wind Tunnel Sidewall Effect for the iGREEN Wing-Tailplane Interference Experiment in the TWG	194
Han, Görtz, Hain	A Variable-Fidelity Modeling Method for Aero-Loads Prediction	196
Hartmann, Held, Leicht, Prill	Entwicklung von Discontinuous Galerkin Verfahren höherer Ordnung auf unstrukturierten, adaptiv verfeinerten Gittern inklusive Fehlerschätzung	198
Heinrich	Volumennetzdeformation für strukturierte und hybride Netze unter Verwendung radialer Basisfunktionen	200
Heinrich	Kopplung des TAU-Codes mit einem sechs Freiheitsgrad Flugmechanik Modul zur zeitgenauen Simulation von Manövern	202
Hermes, Klioutchnikov, Olivier	Numerische Simulation stromauf laufender Druckwellen in transsonischer Profilumströmung	204
Hylla, Frederich, Thiele	Verwendung der Immersed Boundary Methode zur Simulation inkompressibler Strömungen in komplexen und bewegten Geometrien	206
Klimach, Roller	Kopplung heterogener aeroakustischer Simulationen	208
Knopp	Höherwertige Wandfunktionen basierend auf den 1D-Grenzschichtgleichungen für wandparallele Geschwindigkeitskomponente und Turbulenzgrößen	210
Krumbein, Krimmelbein	Automatic Transition Prediction for Three-Dimensional Aircraft Configurations using the DLR TAU Code	212

Lambert, Kessler	Radiation Heat Transfer in Mixed Convection Flows	214
Lübon, Keßler	Turbulenzmodellierung und Detached Eddy Simulation mit einem unstrukturierten dreidimensionalen Discontinuous Galerkin Verfahren hoher Ordnung	216
Márquez Gutiérrez, Stürmer	Analysis of Parameters for the Acceleration of Unsteady Simulations with the DLR Tau-Code	218
Michler, Heinrich	Numerische Simulation des frei-fliegenden elastischen und getrimmten Flugzeuges	220
Mukinović, Brenner	Analysis of Vertical Axis Wind Turbines	222
Özkaya	An Efficient One-Shot Algorithm for Aerodynamic Shape Design	224
Probst, Radespiel	Numerische Simulation des Überziehens einer Durchflussgondel mit Reynolds-Spannungsmodellen der Turbulenz	226
Richter, Gardner, Rosemann	Numerical Simulation of Wind Tunnel Wall Effects on the Transonic Flow about the VC-Opt Airfoil in DNW-TWG	228
Rossow	Efficient Flow Computation Including Turbulent Transport	230
Stemmer	A Wall Model Based on Simplified Thin Boundary Layer Equations for Implicit Large Eddy Simulation of Turbulent Channel Flow	232
Taube, Munz	An explicit space-time discontinuous Galerkin scheme with local time-stepping for unsteady flows	234
Thouault, Breitsamter, Adams	Fan-in-wing aerodynamic characteristics in transition flight	236
Togiti, Breuer	Detached-Eddy Simulation of Supersonic Flow Past Cylindrical Aft Body With and Without Base Bleed	238
Wolf	Chimera Simulationen transportierter großskaliger Wirbelstrukturen und deren Interaktion mit Tragflügeln	240

12. Fachkreis „Physikalische Grundlagen“

Klän	From Owl Flight to Future Wing Design	242
Nitzsche	Numerische Untersuchung aerodynamischer Resonanz bei transsonischer Profilmströmung mit stoßinduzierter Ablösung	244
Rival, Sharman, Tropea	Numerische und Experimentelle Untersuchung an einem Profil mit abgelöster Strömung bei kleinen Reynoldszahlen	246

13. Fachkreis „Mess- und Versuchstechnik“		Seite
Barth, Dankert, v. Roden, Martinez Schramm	Investigations to the Response Time of a Glued Thermocouple on the Basis of Experimental and Numerical Analyses	248
Blume, Nitsche	Eine automatisierte Messstrecke zur experimentellen Optimierung der aerodynamischen Eigenschaften von Hochauftriebskonfigurationen	250
Fey, Egami, Konrath, Koop, Klein, Kompenhans	Advanced Measurement Techniques for Cryogenic Testing	252
Klein, Henne, Sachs, Egami	Instationäre Druckverteilungsmessung von 30 Hz Starrkörperdrehschwingungen am NLR7301-Profilmodell mittels instationären PSP im DNW-TWG	254
Konrath, Kirmse, Kompenhans, Möller, Wokoeck, Radespiel	Simultaneous Measurements of Unsteady Aerodynamic Loads, Flow Velocity Fields, Position and Wing Deformations of MAVs in Plunging Motion.	256
Rudolph, Reyer, Nitsche	Entwicklung eines thermo-optischen Sensors zur Bestimmung der Wandschubspannung nach Betrag und Richtung	258
14. Themenkreis „Biofluidmechanik“		
Frederich, Amtsfeld, Hylla, Thiele	Numerische Simulation und Analyse der Strömung in zentralen Atemwegen	260
Kniesburges, Becker	Experimentelle Untersuchung der Fluid-Struktur-Akustik Wechselwirkung an einem physikalischen Modell des menschlichen Kehlkopfes	262
Krenkel, Wagner	Protective Artificial Lung Ventilation: Investigations of the Air Flow in a Generic Model of the Lung	264
Pennecot, Rütten, Kessler	Simulation of the Flow in a Human Nose	266

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration / Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Ulrich Jung; PD Dr.-Ing. Christian Breitsamter;
Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16130
Telefax: 089/289-16139
e-mail: ulrich.jung@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Airbus Deutschland GmbH

Thema: Experimentelle Untersuchung der Wirksamkeit unterschiedlicher Luftbremsenkonzepte für Steilanflugverfahren von Verkehrsflugzeugen

Ausgangssituation:

Die europäische Kommission fordert in ihrem Grundsatzpapier „Vision 2020“ eine Reduktion der Lärmbelastung durch Verkehrsflugzeuge in Flughafenumgebung um 50% bis zum Jahr 2020. Eine Verschärfung der Reglementierung der Lärmimmissionen ist damit absehbar. Um dieses Ziel zu erreichen, ist die Anwendung von Steilanflugverfahren ein möglicher Lösungsansatz.

Ziel:

Zur Beurteilung unterschiedlicher Luftbremsenkonzepte, die die an heutigen Verkehrsflugzeugen üblichen konventionellen Spoiler ersetzen, werden Modelle dieser Luftbremsen an einem Windkanalmodell integriert und Kraftmessungen in einem Niedergeschwindigkeitswindkanal durchgeführt. Die erhaltenen Messdaten werden in Hinblick auf die Wirksamkeit der Konzepte für Steilanflugverfahren ausgewertet.

Lösungsweg:

Es werden Windkanalmessungen an einem Halbmodell eines zweistrahligen Verkehrsflugzeugs für Kurz-/Mittelstrecken vorgenommen. Die Einstellung von Vorflügel, Fowlerklappe und Querruder entspricht dabei den Einstellungen, die für den Landeanflug Verwendung finden. Der Anstellwinkel des Modells bezüglich der Windkanalanströmung wird von -10° bis $+25^\circ$ variiert, so dass die Kraftbeiwerte der Längsbewegung C_A , C_W und C_M für Winkelschritte von $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ bzw. 1° ermittelt werden können. Zusätzlich zu dieser Referenzkonfiguration ohne Luftbremseneinsatz werden nacheinander verschiedene Luftbremsentypen mit jeweils verschiedenen Ausschlägen installiert und die Anstellwinkelmessreihen wiederholt mit ansonsten

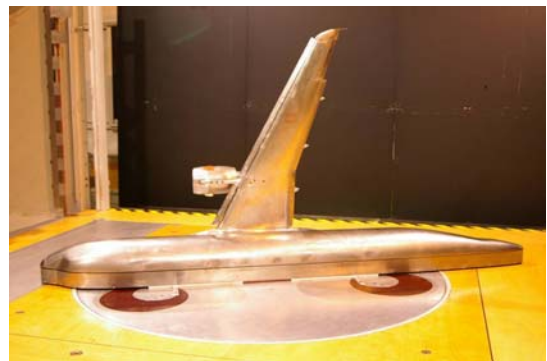


Abbildung 1: Modell im Windkanal A

gleich bleibenden Parametern. Eine Fotografie des Modells im Windkanal ist in Abbildung 1 zu sehen. Alle Messungen finden bei offener Messstrecke im Niedergeschwindigkeits-Windkanal A des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München statt.

Ergebnis:

In Abbildung 2 ist eine Lilienthalpolare dargestellt, in der die beiden Fälle zweier alternativer Luftbremsenkonzepte jeweils mit den Ausschlagwinkeln $\delta = 30^\circ$ und $\delta = 60^\circ$ mit der Referenzkonfiguration ohne Luftbremseneinsatz verglichen werden. Für beide Fälle ist ein niedrigerer Maximalauftriebsbeiwert C_{Amax} gegenüber der Referenz festzustellen, allerdings fällt bei gleichem Ausschlagwinkel diese Absenkung für Alternative 2 niedriger aus als für Alternative 1. Eine geringe Absenkung von C_{Amax} ist für den Steilanflug anzustreben, um die Anfluggeschwindigkeit möglichst nicht zu erhöhen. Im mittleren Bereich der Polare, der für den Anflug relevant ist, fällt der Widerstandsbeiwert C_W für Alternative 2 deutlich geringer aus als für Alternative 1, was sich damit negativ auf den erreichbaren Gleitwinkel für steile Anflüge auswirkt. Diese beiden Tendenzen sind in Abbildung 2 in Form von Pfeilen dargestellt.

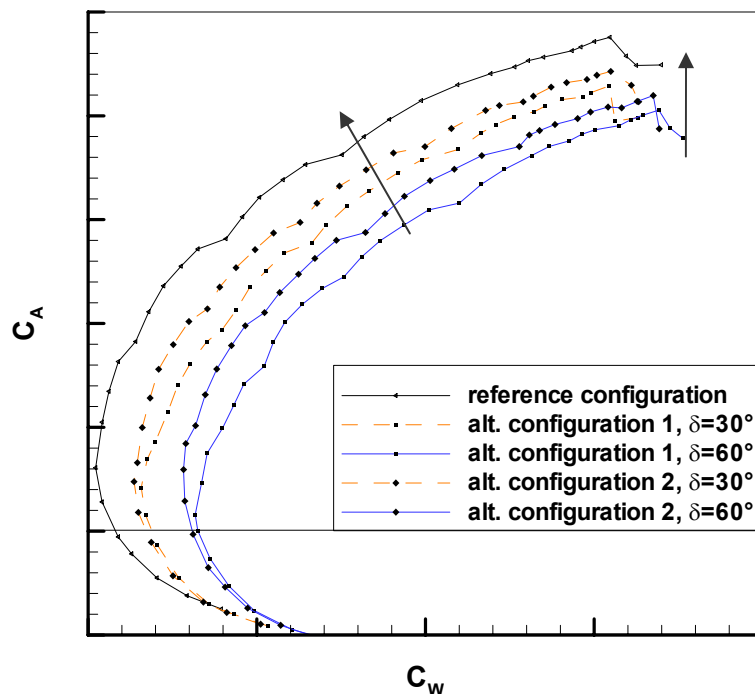


Abbildung 2: Lilienthalpolaren für zwei alternative Luftbremsenkonzepte gegenüber der Referenzkonfiguration ohne Luftbremseneinsatz.

Weiteres Vorgehen:

Um die Unterschiede der Luftbremsenkonzepte in den aerodynamischen Beiwerten zu interpretieren, wird die Strömungstopologie, die sich bei ausgefahrenen Luftbremsen ergibt, durch weitere experimentelle Messverfahren bestimmt. In Frage kommen dazu Aufnahmen des mit Fäden beklebten Modells, Vermessung des Strömungsfeldes durch Hitzdrahtanemometrie im Bereich der Luftbremsen und Erfassen des Strömungsfeldes mittels Stereo-PIV. Zusätzlich werden CFD-Rechnungen eine weitere Datenbasis zur Funktionsweise und Wirksamkeit der Luftbremsen geben.

Datum: 02.04.09

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Jun.-Prof. Dr.-Ing. Dragan Kožulović

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
D-38106 Braunschweig

Telefon: +49 531 391 2981
Telefax: +49 531 391 5952
e-mail d.kozulovic@tu-bs.de

Thema: **Propulsive Efficiency of Nozzles with Non-Uniform Velocity Distributions**

Ausgangssituation:

The propulsive efficiency is usually determined by assuming a constant velocity at nozzle exit, cf. upper part of Fig. 1. In practice the velocity distribution shows some degree of non-uniformity. The reasons therefore can be twofold. On the one hand, the nozzle flow can be deliberately designed to reduce the velocity difference at the mixing layer between the internal and external flow, cf. lower part of Fig. 1. In this way the mixing losses and noise generation are reduced. On the other hand, the non-uniformities can be undesired, stemming from the acceleration in the nozzle itself, or from unfavourable conditions in the external or internal flow regions.

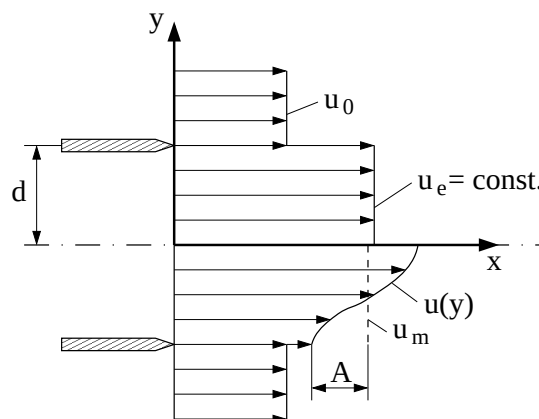


Fig. 1: Nozzle exit velocity distribution: upper part with constant velocity and lower part with sinusoidal non-uniformity of amplitude A

Ziel:

Irrespective of the origin of velocity non-uniformities, it is useful to estimate the corresponding impact at the propulsive efficiency and to find an answer to the question which velocity profile is optimal for the propulsive efficiency.

Lösungsweg:

If the non-uniformity is represented by the trigonometric function $u(y)$:

$$u(y) = u_m + A \cdot \cos\left(\frac{\pi}{d} y\right) \quad (1)$$

the momentum theorem yields following equation for the propulsive efficiency of plane nozzles:

STAB

$$\eta_P = \frac{\int_0^d [u^2(y) - u_0 u(y)] dy}{\int_0^d [u^3(y) - u_0^2 u(y)] dy} = \frac{2u_0 \left(u_m^2 - u_m u_0 + \frac{A^2}{2} \right)}{u_m \left(u_m^2 - u_0^2 + \frac{3A^2}{2} \right)} \quad (2)$$

In analogy to plane nozzles, the propulsive efficiency can also be integrated for axisymmetric nozzles (will be presented in the paper).

Ergebnis:

Equation (2) reduces to the well known relation $\eta_P = 2u_0/(u_e+u_0)$ if the mean velocity $u_m = \text{const} = u_e$ and the amplitude $A=0$. Otherwise, if a non-uniformity is present and the mean velocity u_m is selected to give the same thrust F as the constant velocity distribution, Eq. (2) yields different efficiencies as compared to the case with the constant velocity, as shown in Fig. 2. The first observation is that for small amplitudes, the effect at the propulsive efficiency is negligible. But, for larger amplitudes, the efficiency is even improved, as compared to the case with the constant velocity. In other words, constant velocity profiles at nozzle exit are not optimal for the propulsive efficiency. Profiles with higher velocities at the nozzle centreline and smaller velocities near the external flow are more suitable. Unfortunately the amplitude A can not be increased arbitrary. A reasonable limit for the amplitude A is a continuous transition of velocity distribution to the external velocity ($A/(u_m-u_0)=1$). For this amplitude, an efficiency improvement of few percent can be expected, without penalties to the propulsion force F .

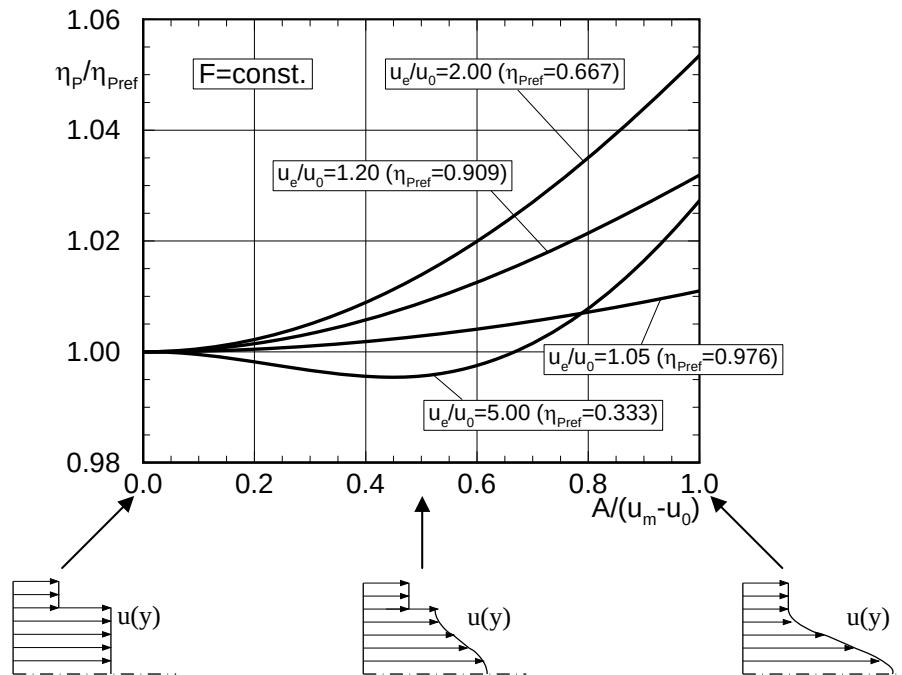


Fig. 2: Effect of velocity disturbance amplitude A at the propulsive efficiency η_P of plane nozzles

weiteres Vorgehen:

The paper will contain a more detailed derivation of the approach, results for axisymmetric nozzles and recommendations for the design. The conclusions can help a nozzle designer to estimate the impact of non-uniformities at the propulsive efficiency, and to discover potential for efficiency improvements.

Datum: 23.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge / Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Stefan Melber-Wilkending

Institution: DLR Braunschweig / Institut für Aerodynamik
und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7 / 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 2836

E-Mail: Stefan.Melber@DLR.de

Thema: Aerodynamik des Flügel / Rumpfüberganges bei einem
Transportflugzeug in Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation:

Im Gegensatz zu einem Reiseflügel besteht der Hochauftriebsflügel eines Transportflugzeuges aus mehreren Elementen, wie Vorflügel, Hauptflügel und Klappen. In diesen Elementen sind Ausschnitte eingebracht, um spannweitig unterschiedliche Stellungen zu ermöglichen als auch um Verschneidungen mit anderen Bauteilen am Flügel zu vermeiden, zum Beispiel zwischen Vorflügel und Triebwerkspylon. Insgesamt entsteht so eine komplexe dreidimensionale Geometrie mit Diskontinuitäten.

Diese sind aufgrund der spannweitigen Zirkulationsänderung mit dem Abgehen von Wirbeln verbunden, welche wiederum die Strömung auf den nachfolgenden Elementen beeinflussen. Hinsichtlich des Maximalauftriebes kann diese Beeinflussung sowohl negativ als auch positiv sein. Bei fehlender Berücksichtigung können dreidimensionale Effekte den im Zweidimensionalen ermittelten Maximalauftrieb deutlich reduzieren bzw. limitieren. Vor allem die Ausnutzung von dreidimensionalen Effekten, zum Beispiel der positiven Wirkung von Wirbeln auf die Grenzschicht im Übergang zwischen dem Tragflügel und dem Rumpf aufgrund der geometrischen Gestaltung setzt ein genaues Verständnis der Strömungsphysik und eine genaue Vorhersage dieser Einflüsse voraus, um die dreidimensionale Wechselwirkung zu minimieren bzw. zu optimieren.

Bei der DLR ALVAST Konfiguration ist aus umfangreichen Messungen bekannt, das der Maximalauftrieb primär von der Gestaltung des inneren Vorflügelendes bestimmt wird [1].

Ziel & Lösungsweg:

Das Ziel ist deshalb die numerische die Ermittlung der Charakteristik des Auftriebszusammenbruches dieses ALVAST-Halbmodells [2]. Mithilfe einer systematischen Studie der Variation von geometrischen Elementen im Bereich des Flügel-Rumpfüberganges (Bild 1) soll durch die Analyse des komplexen, durch dreidimensionale Phänomene dominierten Strömungsfeldes in dieser Arbeit der Einfluss und die Wirkungsweise auf den maximal erzielbaren Auftrieb in Abhängigkeit von geometrischen Details der Konfiguration ermittelt werden. Dazu wird der hybrid unstrukturierte DLR TAU-Code [3] in Kombination mit einer speziellen Randbedingung – dem sog. „Numerischen Windkanal“ [4] eingesetzt. Letztere ist notwendig, weil es sich bei der ALVAST Konfiguration um ein Halbmodell handelt, deren Maximalauftriebsverhalten signifikant vom Windkanal beeinflusst wird.

Ergebnis:

Durch eine detaillierte Analyse der Strömungstopologie wird gezeigt, das primäre Beeinflussung des erzielbaren Maximalauftriebes bei der ALVAST-Hochauftriebskonfiguration durch das Vorflügelhorn erfolgt [2]. Dabei kommt es bei der Konfiguration ohne Vorflügelhorn zu einem relativ frühen Mischen des Vorflügelseitenkantenwirbels mit den Hufeisenwirbeln aus dem Bereich des Flügel-Rumpfüberganges verglichen mit der Konfiguration mit Vorflügelhorn – Bild 2. Beim Mischungsvorgang entsteht zusätzliche Dissipation im Strömungsfeld, welche letztendlich zu einem Aufplatzen der Wirbelfront im Bereich des Flügel-Rumpfüberganges führt. Da mit dem Aufplatzen die Eigeninduktion der Wirbel verschwindet, welche vorher eine nach oben gerichtete Bewegung der Wirbelfront induziert hat, wird das durch das Aufplatzen

entstehende Totwassergebiet in die Ecke des Flügel-Rumpfüberganges transportiert. Dort führt das Totwasser zu einer steigenden Tendenz der Hinterkantenablösung am Flügel und damit für die Reduktion des erreichbaren Maximalauftriebes verglichen mit einer Konfiguration mit Vorflügelhorn.

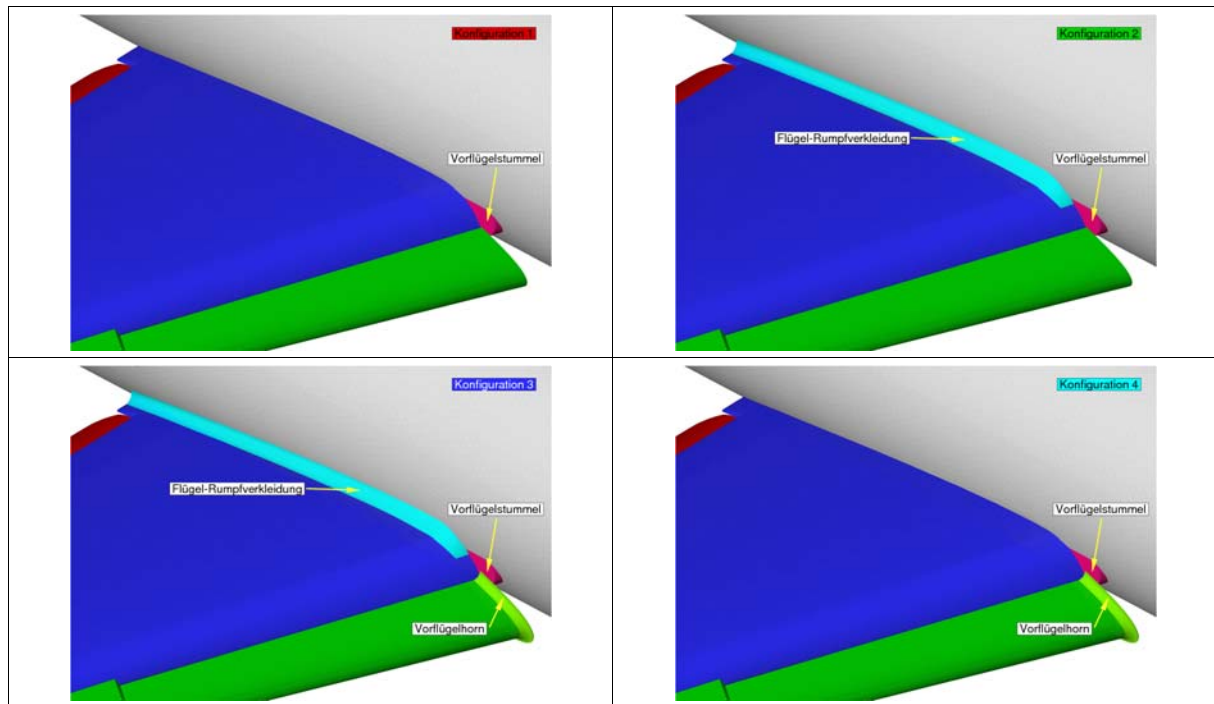


Bild 1: Variationen des Flügel / Rumpfüberganges

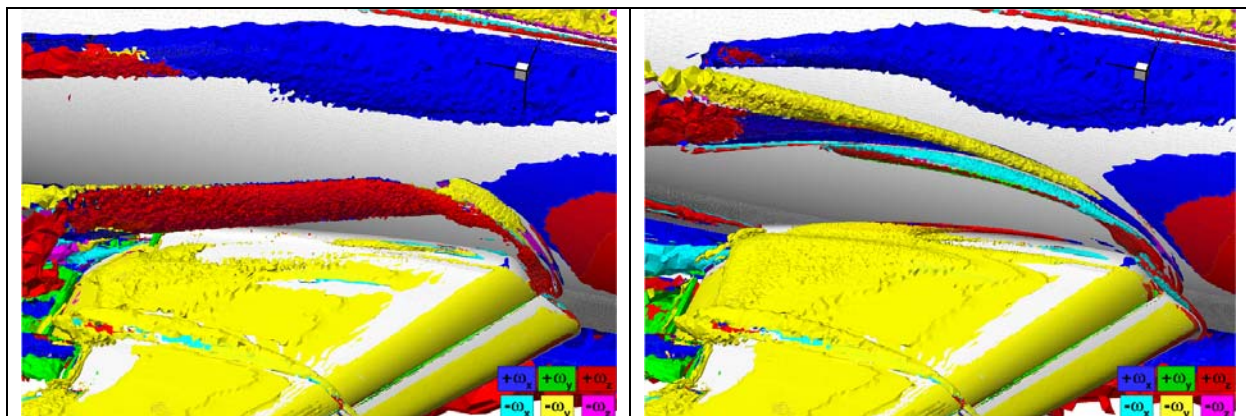


Bild 2: Wirbeltopologie im Bereich des Flügel / Rumpfüberganges, Einfärbung der Drehrichtung der Wirbel, Konfiguration ohne (links) und mit (rechts) Vorflügelhorn, Anstellwinkel $\alpha = 16^\circ$.

Literatur:

- [1] Puffert-Meissner, W.: „ALVAST Half-Model Wind Tunnel Investigations and Comparison with Full-Span Model Results.“ DLR IB 129-96/20, 1996.
- [2] Melber-Wilkending, S.: „Numerische Untersuchung zur Aerodynamik des Flügel / Rumpf-überganges bei Hochauftriebskonfigurationen“, Dissertation TU-Braunschweig. Veröffentlichung als DLR-FB folgt.
- [3] Kroll, N.; Gerhold, Th.; Melber, S.; Heinrich, R.; Schwarz, Th.; Schoening, B.: "Parallel Large Scale Computations for Aerodynamic Aircraft Design with the German CFD System MEGAFLOW." Parallel Computational Fluid Dynamics - Practice and Theory, Wilders, P.; Ecer, A.; Periaux, J.; Satofuka, N., Fox, P. (Editors), Elsevier Science B.V., pp. 227 - 236, 2002.
- [4] Melber-Wilkending, S.; Wichmann, G.: "Project ForMEx - A new CFD approach for transposition of Wind Tunnel data towards Flight Conditions." 15th AG STAB/DGLR Symposium Darmstadt, 29.11 - 1.12.2006.

Datum: Juni 2008

STAB 2008

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: N. Schade

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 295 3342

Telefax: +49 531 295 2320

e-mail: niko.schade@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Untersuchung des Rückenstieleinflusses auf die Heckströmung einer generischen militärischen Transportflugzeugkonfiguration mit geöffneter Heckrampe

Ausgangssituation:

Die Kenntnis der Heckströmung hinter der geöffneten Laderampe eines militärischen Transportflugzeugs ist essentiell, um das Absetzen von Lasten als eine der wesentlichen Missionsaufgaben sicher planen und durchführen zu können. Insbesondere bei der experimentellen Simulation von Lastabsetzvorgängen im Windkanal und deren Interpretation ist es daher unerlässlich, die Einflüsse der Modellaufhängung auf die wirbeldominierte Strömung im Heckbereich abschätzen zu können.

Ziel:

Im Rahme des Hauptarbeitspakets 2 des internen Projekts „Militärische Transportflugzeuge“ (MiTraPor) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) wird anhand einer generischen Konfiguration eines militärischen Transportflugzeugs mit geöffneter Heckrampe der Einfluss des Rückenstiels numerisch ermittelt. Neben dem topologischen Einfluss auf die wirbeldominierte Strömung im Heckbereich wird auch der Einfluss auf die aerodynamischen Beiwerte der Gesamtkonfiguration ermittelt.

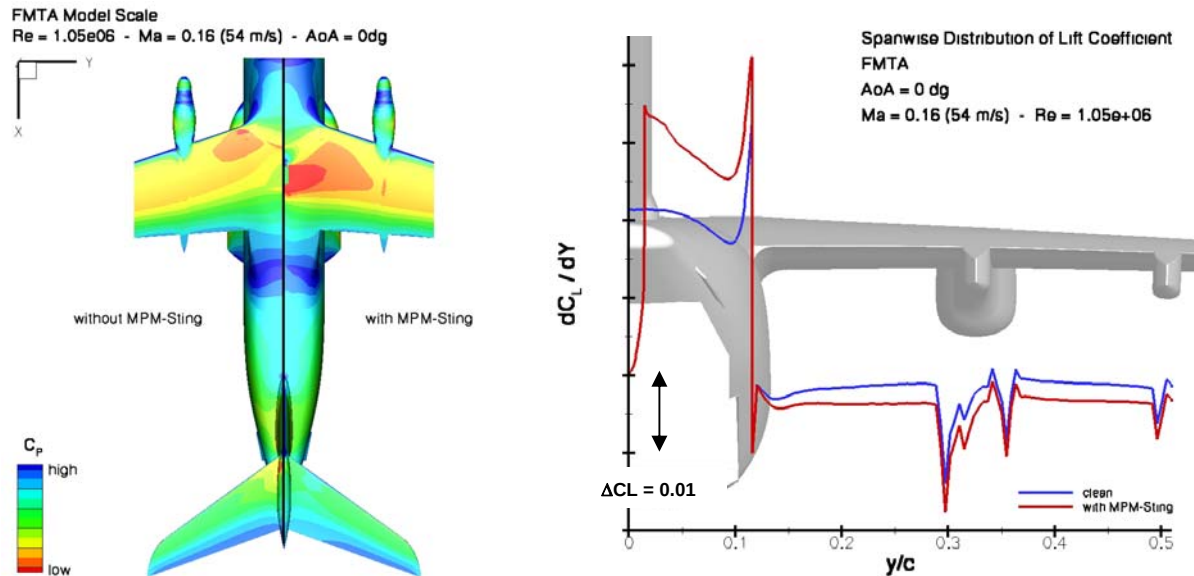
Lösungsweg:

Für die numerischen Simulationen wurde ein generisches Modell eines militärischen Transportflugzeugs (MTA) im Maßstab $M=1/21$ mit geöffneter Heckklappe verwendet. Um den Effekt des Rückenstiels bestimmen zu können, wurden die Geometrien mit und ohne Rückenstiel mit identischen Einstellungen vernetzt und der Nachlauf des Rückenstiels bis zum Höhenleitwerk im Netz verfeinert aufgelöst. Zusätzlich wurden instationäre Simulationen bei der Konfiguration mit Rückenstiel durchgeführt, um die aufgetretenen Oszillationen in den aerodynamischen Beiwerten zeitlich aufzulösen.

Ergebnis:

Die numerischen Simulationen zeigen qualitativ eine deutliche Verdrängungswirkung des Rückenstiels auf der Oberseite der Konfiguration sowie eine damit verbundene Verschiebung in der spannweiten Verteilung des Auftriebs- und Widerstandsbeiwerts:

STAB



Eine quantitative Betrachtung der aerodynamischen Beiwerte für die Konfigurationen zeigten insbesondere eine Zunahme des Widerstands und eine Verringerung des Nickmoments durch die gestörte Anströmung des Höhenleitwerks um jeweils ca. 20%.

Für die Bereiche in der Nähe der offenen Heckrampe konnte durch die numerischen Simulationen keine signifikante quantitative Beeinflussung der Strömung gezeigt werden.

Mit Hinblick auf die Simulation von Lastabsetzvorgängen kann daher erstens festgestellt werden, dass eine experimentelle Simulation der Trajektorien abgehender Lasten im Windkanal unter Verwendung eines Rückenstiels prinzipiell möglich ist. Für die experimentelle Ermittlung aerodynamischer Beiwerte scheint die Rückenstielkonfiguration allerdings nur bedingt geeignet.

weiteres Vorgehen:

Aufbauend auf den Ergebnissen wird derzeit eine Prozesskette zur zeitgenauen gekoppelten aerodynamisch-flugmechanischen Simulation von Lastabsetzvorgängen entwickelt. Die Prozesskette wird danach anhand experimentell ermittelter Trajektorien validiert und zur Simulation realer Absetzvorgänge verwendet.

Literatur:

Acisu, I.: *Bericht zur Windkanalkampagne und Validierung der numerischen Simulation*. MiTraPor Projektbericht, Braunschweig, 2008
 Schade, N.: *Ergebnisse der Lastabsetzversuche im DNW-NWB*. MiTraPor Projektbericht, Braunschweig, 2007

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschließlich Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Thomas Streit⁺

**Institution: ⁺Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig
⁺⁺Clarkson University, Potsdam, NY, 13676, USA**

Adresse:

Telefon: 0531/295-3334

Telefax: 0531/295-2330

e-mail: th.streit@dlr.de

weitere Partner: Kenneth D. Visser⁺⁺, Carsten Liersch⁺

Thema: Minimaler induzierter Widerstand von nichtplanaren Tragflügeln bei moderatem und kleinen Streckungsverhältniss

Ausgangssituation:

Basierend auf dem Munkschen Satz [1] für minimalen Widerstand nichtplanarer Flügel sind in der Arbeit von Cone [2] analytische und experimentell/numerische Ergebnisse für nichtplanare Flügel hergeleitet worden. In seiner Arbeit und in weiterführenden Arbeiten (werden ausführlich im Papier zitiert) wurden die Zirkulationsverteilung und der k-Faktor für den minimalen induzierten Widerstand von nichtplanaren Konfigurationen bestimmt. Obwohl die Ergebnisse von Cone und anderen allgemein formuliert sind, werden nichtplanare Flügel meistens mit planaren Flügel gleicher projizierter Spannweite verglichen. Dies bedeutet, dass die nichtplanaren Flügel eine abgewinkelte Spannweite haben, deren Bogenlänge größer ist, als der des planaren Flügels. Es ist daher nicht verwunderlich, dass nichtplanare Flügel gefunden werden können, deren minimaler induzierter Widerstand geringer ist als der von planaren Flügeln. Wenn dagegen Cones analytische Ergebnisse für einen nichtplanaren Flügel in Form eines Kreisbogens mit dem abgewinkelten planaren Flügel verglichen werden, ergibt sich keine Verbesserung der aerodynamischen Effizienz. Sowohl der Munksche Satz für nichtplanare Konfigurationen, wie auch Cones Arbeiten vernachlässigen allerdings den induzierten Auftrieb, der für nichtplanare Tragflügel zu einer Verbesserung der aerodynamischen Effizienz führen kann. Der induzierte Auftrieb wurde in der Arbeit von Leyer [3], berücksichtigt. Hier wurde in einem Fall eine nichtplanare Konfiguration gefunden, deren aerodynamische Effizienz geringfügig besser war als die des entsprechenden planaren Flügels mit gleicher abgewinkelter Fläche.

Ziel: Vergleich des minimalen induzierten Widerstandes von nichtplanaren und planaren Tragflügel bei gleicher abgewinkelter Fläche unter Verwendung von CFD Verfahren.

Lösungsweg:

- 1) Cones Ergebnisse für nichtplanare Flügel werden mit planaren Flügeln gleicher abgewinkelter Bogenlänge verglichen.
- 2) Es werden Parameterstudien von nichtplanaren Flügeln mit dem Mehrfach-Traglinien Verfahren von Horstmann [4] durchgeführt. Dieses Verfahren berücksichtigt den induzierten Auftrieb.
- 3) Mit dem DLR CFD Verfahren FLOWer werden Euler Lösungen auf strukturierten Flügelnetze bestimmt. Netzfeinheitsstudien werden durchgeführt um den induzierten Widerstand mit ausreichende Genauigkeit zu bestimmen. Der induzierte Widerstand wird dabei sowohl mit einer Oberflächen- wie auch mit einer Fernfeldmethode [5] bestimmt.

STAB

Ergebnis:

Sowohl mit dem Mehrfach-Traglinien Verfahren, wie auch mit den Euler Lösungen wurden nichtplanare Flügel gefunden deren Widerstand geringer als der des entsprechenden planaren Flügels mit gleicher abgewickelter Fläche ist. Das Bild zeigt die Ergebnisse der Euler-Rechnungen für den nichtplanaren Flügel S-16-0.7 (Flügel planar bis 70% Spannweite, Flügelspitze um 16° hochgedreht, abgewinkelte Fläche mit elliptischen Grundriss). Links werden Grundriss und Vorderansicht im Randbogenbereich gezeigt. Rechts ist die Netzfeinheitstudie für die Widerstandsergebnisse der Euler Rechnungen, als Funktion von $N^{1/3}$ gezeigt, wobei N die Netzgröße ist. Das feinste Netz hatte eine Größe von ca. 19 Mill. Punkten mit einer Flügeloberfläche, die durch 513×193 Punkte diskretisiert wurde. Das Ergebnis zeigt einen verringerten Widerstand für den nichtplanaren Flügel. Die Differenz des Widerstandes zwischen den planaren und nichtplanaren Flügel wird schon für das grobe Netz mit der Oberflächenintegration (NF) ausreichend genau berechnet. Die absoluten Widerstandstbeiwerte hingegen kommen erst für das feinste Netz an die Werte der Fernfeldbestimmung (FF) heran. Die Bestimmung des Widerstandes durch die Fernfeldmethode (FF), zeigt schon für das mittlere Netz eine ausreichende Konvergenz der Absolutwerte. Ferner zeigen die FF-Ergebnisse bei diesem endlichen Flügel (Streckung $\Lambda=7.61$) und mit dicken Profile (NACA0012) für den planaren Fall eine relative Abweichung von 0.6% vom theoretischen Wert der Prandtl'schen Traglinientheorie.

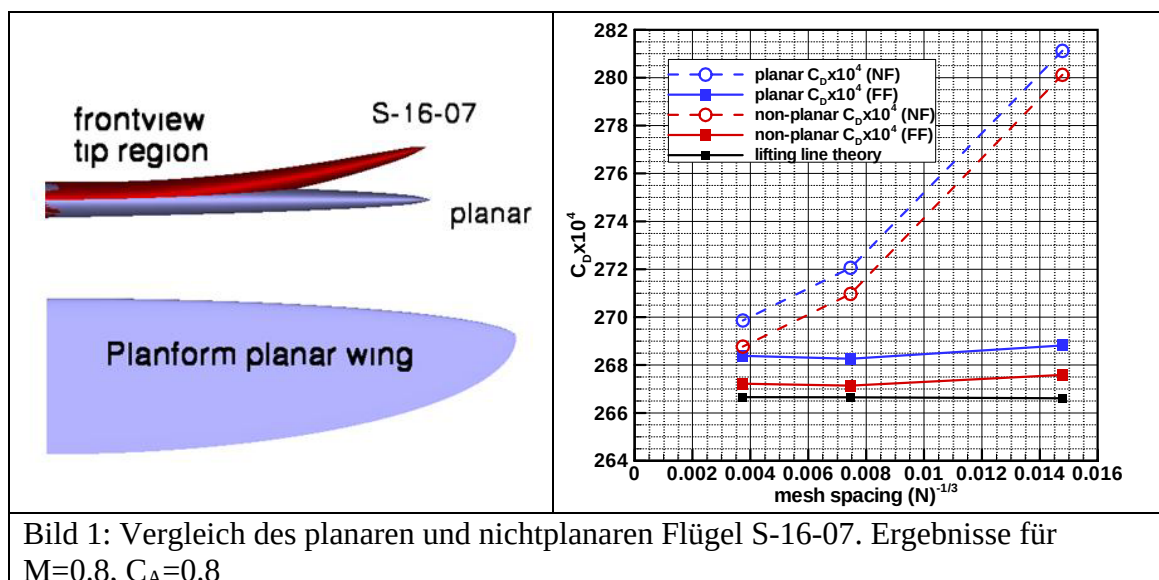


Bild 1: Vergleich des planaren und nichtplanaren Flügel S-16-07. Ergebnisse für $M=0.8$, $C_A=0.8$

Literatur:

- [1] Munk M, Isoperimetrische Aufgaben aus der Theorie des Fluges. Inaugural-Dissertation, Göttingen 1919.
- [2] Cone, C. D., The Theory of Induced Lift and Minimum Induced Drag of Nonplanar Lifting Systems, NASA Technical Report R-139, 1962.
- [3] K.-H. Horstmann, Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen, DVFLR-FB 87-51, 1987.
- [4] Leyser J., Kraftberechnung an der nichtplanaren tragenden Fläche, Dissertation, Universität Stuttgart 1996
- [5] Destarac D. Far-Field / Near-Field Drag Balance and Applications of Drag Extraction in CFD, VKI Lecture Series 2003, CFD-based Aircraft Drag Prediction and Reduction, National Institute of Aerospace, Hampton (VA), November 3-7, 2003.

weiteres Vorgehen: Da erwartet wird, dass der Effekt des induzierten Auftriebs größer bei Flügel kleiner Streckung ist, werden noch Flügel kleinerer Streckung untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge

Ansprechpartner: Guido Voß

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 295 3345

Telefax: +49 531 295 2320

e-mail: guido.voss@dlr.de

weitere Partner: Airbus Deutschland

Thema: Numerische Untersuchung zur Bestimmung einer optimalen Einbauposition von Lufteinlasskanälen für die Kabinenluftversorgung am Beispiel eines generischen Mittelstreckenflugzeugs

Ausgangssituation:

Um eine möglichst wirkungsvolle Arbeitsweise der Kabinenluftversorgung in einem Verkehrsflugzeug zu erreichen, ist es notwendig, die Einlasskanäle als Verbindung vom Aussenbereich des Flugzeugs zur Klimaanlage optimal zu positionieren. Um dieses zu gewährleisten, muss die Simulation der Strömungsbedingungen an einer Gesamtkonfiguration erfolgen. Dieser Vorgang stellt eine besondere Herausforderung dar, da die Berechnung von Aussenströmungen, für die der DLR TAU-Code optimiert ist, und die Simulation von Kanalinnenströmungen mit ihren deutlich reduzierten Strömungsgeschwindigkeiten kombiniert werden müssen.

Ziel:

Im Rahmen des Projekts Modyas+ soll am Beispiel einer realen, generischen Flugzeugkonfiguration eine optimale Einbauposition für Einlasskanäle mit NACA-Profil zur Luftversorgung des Kabineninnenraums bestimmt werden. Hierbei liegt das Hauptaugenmerk auf der Maximierung des Druckrückgewinns, der Minimierung der Distorsion und das Erzielen eines vorgegebenen, konstanten Massenstroms am Übergang zur Klimaanlage.

Lösungsweg:

Für die numerische Simulation wurde ein full-scale Modell eines generischen Mittelstreckenflugzeugs gewählt. Um den deutlich unterschiedlichen Strömungsbedingungen im Einlasskanal und im Aussenbereich des Flugzeugs Rechnung zu tragen, wurde eine modulare Netzgenerierung durchgeführt, d.h. es wurden zwei separate Rechennetze jeweils für die Aussenaerodynamik und für die Innenaerodynamik erzeugt, welche über ein Interface zusammengeführt wurden. Die Strömungssimulation erfolgte mit dem DLR TAU-Code als RANS-Rechnung mit Turbulenzmodellierung. Dabei wurden Reiseflugbedingungen mit Mach 0,82, ein Anstellwinkel von $2,56^\circ$ sowie eine Flughöhe von 10 000 m zugrunde gelegt.

Ergebnis:

Es wurden insgesamt vier unterschiedliche Konfigurationen untersucht. Dabei wurden zunächst willkürlich Positionen festgelegt entsprechend der Vorgabe, dass die Geometrie des Einlasskanals nicht verändert und die Aussengeometrie von der Kanalgeometrie nicht

STAB

berührt werden durfte. Drei dieser vier Positionen befinden sich im vorderen Bellyfairing-Bereich (Abb. 1: Beispiel einer Einbauposition), während in einer Konfiguration der Einlasskanal im Heckbereich vor dem Seitenleitwerk positioniert wurde. Diese Konfiguration hat sich jedoch als nachteilig gegenüber den vorderen Positionen herausgestellt.

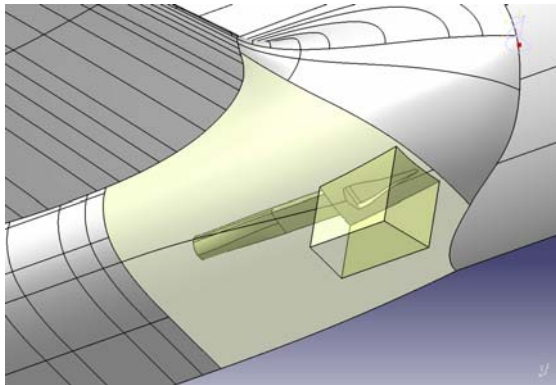


Abb. 1

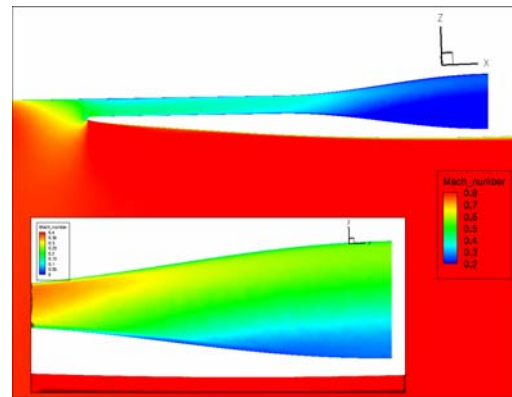


Abb. 2

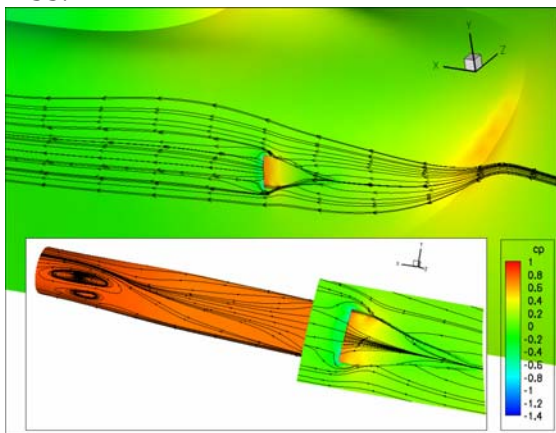


Abb. 3

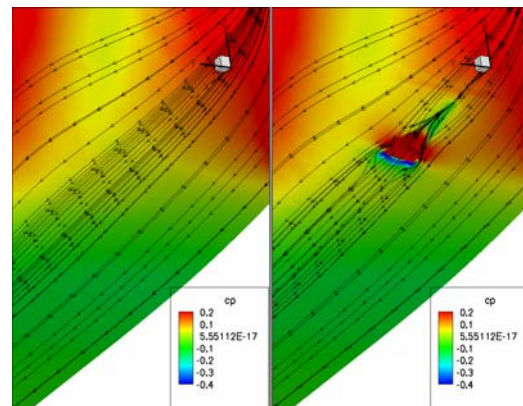


Abb. 4

Abb. 2 und Abb. 3 zeigen die Machzahlverteilung, die c_p -Verteilung sowie die c_f -Stromlinien innerhalb des Kanals. Man sieht sehr deutlich den Wirbel als Folge einer Ablösung am Diffusor des Kanals. In Abb. 4 ist die Druckverteilung auf der Rumpfoberfläche in der Umgebung des NACA-Profiles im Vergleich zu einer Referenzkonfiguration ohne Einlasskanal zu sehen. Die Untersuchungen haben gezeigt, dass es eine Einbauposition gibt, die sich als deutlich vorteilhafter gegenüber den anderen erweist.

Weiteres Vorgehen:

Nach Abschluss der Berechnungen zur Positionsbestimmung soll der Rohrverlauf des Einlasskanals vom NACA-Profil bis zum Interface zur Klimaanlage entsprechend der baulichen Gegebenheiten optimiert werden. Hierbei werden als Optimierungsparameter wiederum die Maximierung von Druckrückgewinnungskoeffizient sowie die Minimierung der Distorsion herangezogen. Mit Hilfe der gewonnenen Ergebnisse soll eine Gesamtbewertung hinsichtlich der Konzeption der Luftversorgung der Kabine für zukünftige Flugzeuggenerationen durchgeführt werden.

Literatur:

Voss, Guido, *Report about work in project Modyas+ from November 2007 until February 2008*, Braunschweig 2008

Datum: 11. Juli 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Tobias Wunderlich

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2816
Telefax: 0531/295-2320
e-mail: tobias.wunderlich@dlr.de

weitere Partner: -

Thema: Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge

Ausgangssituation: Im Vorentwurf eines Verkehrsflugzeuges werden neben statistischen Abschätzungen und Handbuchmethoden physikalisch einfache Modelle für die einzelnen Disziplinen verwendet.

Im nachfolgenden Detailentwurf kommen höherwertige Simulationsverfahren zum Einsatz. Diese Verfahren zeichnen sich durch eine hohe physikalische Genauigkeit und hohen Rechenaufwand aus. Der Entwurf und die Optimierung beschränkt sich in vielen Anwendungen auf eine einzige Disziplin. Oft werden durch geeignete Randbedingungen die Anforderungen der anderen Disziplinen eingebracht [1]. Dies erfordert ein iteratives Vorgehen im Entwurfsprozess. Zur Analyse eines Flugzeugentwurfes werden nun zunehmend die Interaktionen zwischen den Disziplinen berücksichtigt [2].

Ziel: Aufgrund der steigenden Recherkapazitäten sollen höherwertige Verfahren nun zunehmend im Bereich des Vorentwurfs und der Optimierung verwendet werden. Im Rahmen der vorgestellten Arbeit soll der Tragflügel eines Verkehrsflugzeuges mit höherwertigen Verfahren optimiert werden. Dabei soll auch die Verformung des Tragflügels durch die aerodynamischen Lasten berücksichtigt werden. Damit neben der Aerodynamik auch das Strukturgewicht in der Optimierung Berücksichtigung findet, gilt es die Tragflügelstruktur mit geeigneten Lastfällen zu dimensionieren.

Lösungsweg: Es wurde eine Optimierungskette mit Aerodynamik-Struktur-Kopplung aufgebaut (Abb. 1). Das parametrische CAD-Modell des Tragflügels besitzt zunächst einen trapezförmigen Grundriß. Die Parameter sind Flügelfläche, Streckung, Pfeilwinkel, Zuspitzung, Profildicke und Verwindung. Ausgehend von der Flügelgeometrie wird ein unstrukturiertes Netz generiert. Zur numerischen Lösung der Navier-Stokes oder Euler Gleichungen wird der Strömungslöser TAU [3] verwendet. Der viskose Widerstand wird über eine Analogie zur ebenen Platte abgeschätzt. Das parametrische Strukturmodell wird ausgehend vom aerodynamischen Netz und Parametern zur Anordnung der Holme und Rippen generiert [4]. Mit einem Interpolationsprogramm [2] werden die aerodynamischen Lasten auf die Struktur aufgebracht. Mit dem Strukturprogramm ANSYS wird der Flügel entsprechend den auftretenden Lasten des Reiseflugs, des Abfangmanövers (Reisefluglasten werden mit Faktor 2,5 skaliert) und des Landestoßes unter bestimmten Befüllungszuständen der Flügeltanks dimensioniert. Die Lasten führen zu Verformungen des Flügels (Abb. 2), welche mit dem Interpolationsprogramm auf das aerodynamische Netz übertragen werden. Nun beginnt eine erneute Strömungssimulation.

Der Flügel befindet sich im statischen Gleichgewicht und ist den auftretenden Lasten entsprechend dimensioniert. Zielgröße der Tragflügeloptimierung ist die Reichweite, die mit der Reichweitenformel bestimmt wird.

STAB

Ergebnis: Erste Simulationsergebnisse der Programmkette durch Parametervariationen des Tragflügels zeigen ein robustes Verhalten der gekoppelten Programme. Die Aerodynamik-Struktur-Kopplung konvergiert in wenigen Kopplungsschritten über den gesamten Parameterbereich hinweg bis zum statischen Gleichgewicht. Die ersten Rechnungen zur Optimierung der Reichweite sind durchgeführt worden. Der optimierte Flügel weist eine verbesserte Machzahlverteilung auf der Oberfläche auf (Abb. 3). Die Polare des optimierten Flügels ist deutlich zu kleineren Widerständen hin verschoben (Abb. 4).

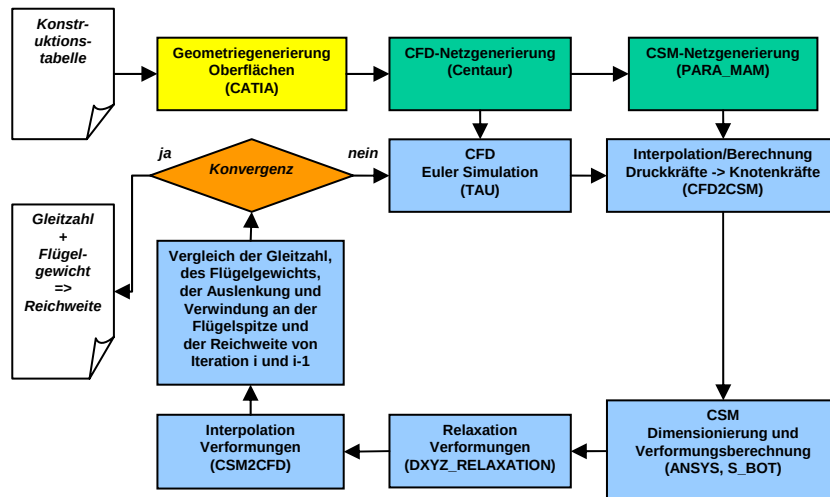


Abb. 1

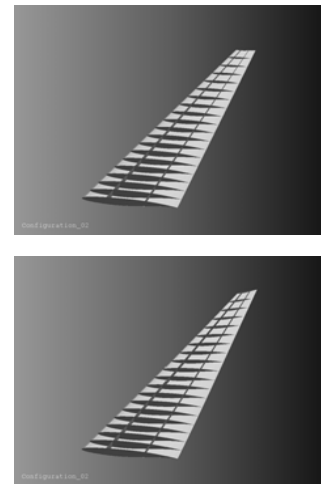


Abb. 2

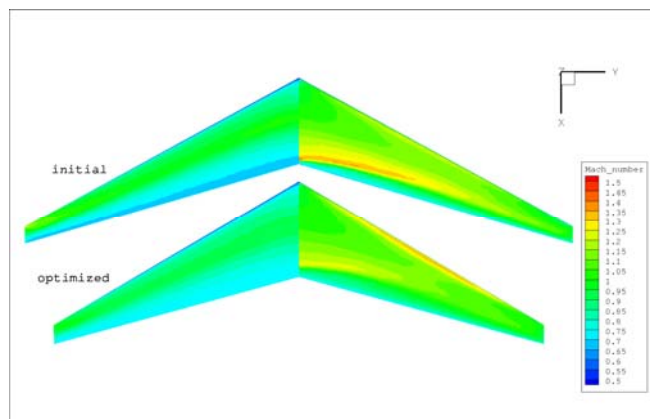


Abb. 3

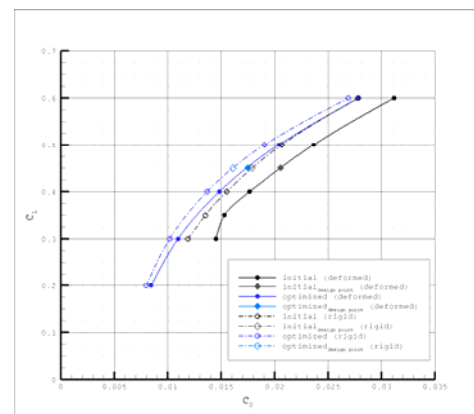


Abb. 4

Literatur:

- [1] Büscher, A.; Radespiel, R.; Streit, T.: "Modelling and Design of wing tip devices at various flight conditions using a databased aerodynamic prediction tool", Aerospace Science and Technology, 10 (8), Elsevier, S. 668 - 678, ISSN 1270-9638, 2006.
- [2] Kroll, N.; Heinrich, R.; Krueger, W.; Nagel, B.: "Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design: A DLR Perspective", AIAA 2008-561, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008.
- [3] 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.
- [4] Nagel, B.; Rose, M.; Monner, H.P.; Heinrich, R.: "An Alternative Procedure for FE-Wing Modelling", DGLR-2006-048, DGLR Annual Conference, Braunschweig, Germany, 2006.

weiteres Vorgehen: Es ist geplant einen Mehrfachtrapezflügel und danach eine Flügel-Rumpf-Konfiguration, unter Berücksichtigung der Aerodynamik-Struktur-Kopplung, zu optimieren. Dabei sollen weitere Lastfälle zur Dimensionierung des Tragflügels berücksichtigt werden. Weiterhin sollen Parameter für die Variation der Profilform hinzukommen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Benoît Béguin; PD Dr.-Ing. 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

Weitere Partner:

Thema: Untersuchung einer massiv formvariablen Flügelkonfiguration mit flexibler tragender Fläche

Ausgangssituation:

Die Untersuchung formvariabler Fluggeräte zur Steigerung der Flugeffizienz und Erweiterung der Flugenvelope ist von grundlegendem Interesse. Die Idee dabei ist, die Konfiguration eines Fluggeräts sehr stark verändern zu können, um über einen weiten Bereich optimale Leistung erzielen zu können.

In diesem Zusammenhang wird eine massiv formvariable Flügelkonfiguration untersucht, wobei die Struktur des Flügels aus einem tragenden Gelenk-Holm (Vorderkante) besteht und einer darüber gespannten elastoflexiblen Bespannung.

Ziel:

Ziel der Arbeiten ist die Ermittlung und Bewertung der aerodynamischen Eigenschaften einer solchen Flügelkonfiguration anhand von Windkanalversuchen und CFD.

Lösungsweg:

In der ersten Phase wurden drei einfache Modelle gebaut, die drei diskrete Konfigurationen des formvariablen Modells darstellen (siehe Abb. 1). Deren experimentelle Untersuchung dient dazu, einerseits eine Datenbasis für die Eigenschaften und Vorteile der Formvariabilität (Grundrissänderung) solcher Konfigurationen zu schaffen und andererseits das Verhalten hochflexibler Tragflächen zu analysieren. In der zweiten Phase des Projektes wird ein darauf aufbauendes formvariables Modell entworfen und weitere Windkanaluntersuchungen vorgenommen. Parallel dazu wird auch das aeroelastische Verhalten flexibler Tragflächen numerisch untersucht.

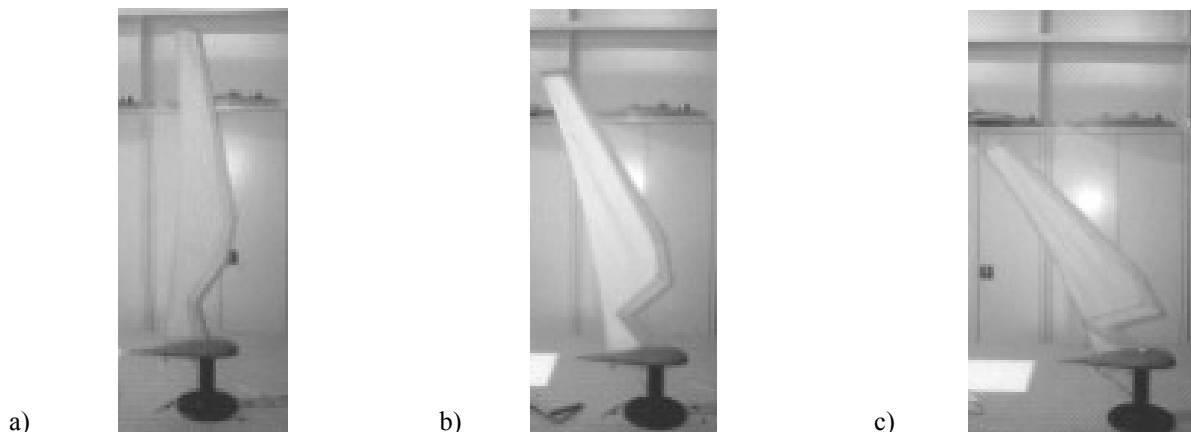


Abb. 1: Vormodelle: a) ausgeklappte Konfiguration, b) Zwischenstellung, c) eingeklappte Konfiguration

Ergebnis:

Der Vergleich der Lilienthal-Polaren zweier Flügelstellungen (nämlich eingeklappt und ausgeklappt, siehe Abb. 2) zeigt deutlich den Vorteil der Formvariabilität: für einen gegebenen Auftriebsbeiwert (gewisse Flugmission) gibt es jeweils eine Flügelkonfiguration, die den geringsten Widerstand besitzt. Daraus resultiert eine erhöhte Flugeffizienz über eine weite Bandbreite von Flugbedingungen.

Aus den Messergebnissen ist auch zu erkennen, dass die aerodynamischen Eigenschaften der flexiblen Tragfläche stark von

denen eines konventionellen starren Flügels abweichen: die Auftriebskurven weisen ein nicht lineares Verhalten sowie eine ausgeprägte „Staudruckabhängigkeit“ auf (siehe Abb. 3). Diese Besonderheiten sind auf die Verformung der flexiblen Tragfläche zurückzuführen, die vom Anstellwinkel sowie von der Anströmgeschwindigkeit abhängig ist.

Dieses Verhalten kann jedoch durch Einführung gewisser Versteifungselemente bzw. anisotropen Membranverhaltens der flexiblen Fläche beeinflusst werden.

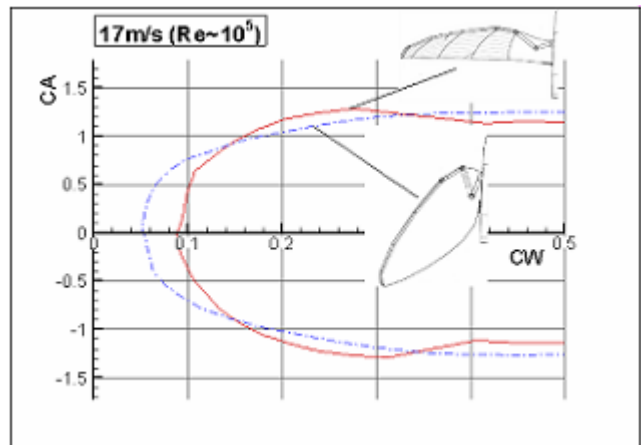


Abb. 3: Vergleich der Polare zweier Konfigurationen

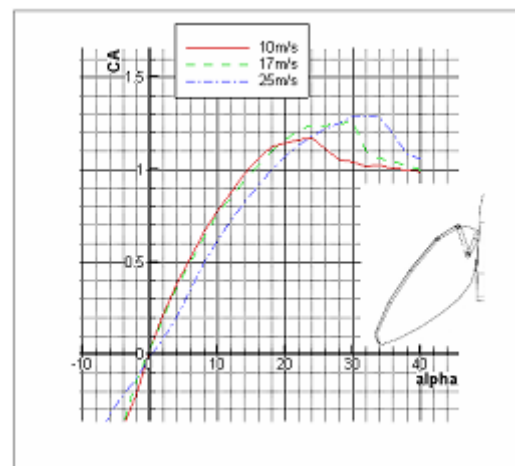
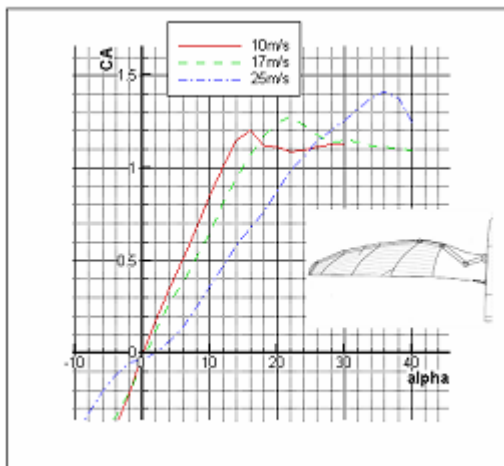


Abb. 2: Auftriebspolaren: Staudruckabhängiger Auftriebsanstieg und nichtlineares Verhalten

Weiteres Vorgehen:

Es werden weitere Windkanalversuche mit einem voll gelenkigen Modell durchgeführt sowie die numerischen Untersuchungen zum aeroelastischen Verhalten flexibler Tragflächen fortgesetzt.

Litteratur:

- [1] A. R. Rodriguez, Morphing Aircraft Technology Survey, 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, 8-11 January 2007
- [2] H. Murai, S. Maruyama, Theoretical Investigation of Sailing Airfoils Taking Account of Elasticities, *Journal of Aircraft*, Vol. 19, No. 5, May 1982

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung

Ansprechpartner: Philip Krammer, Christian Werner-Westphal, Lothar Bertsch

Institution: Dept. Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, HAW Hamburg

Adresse: Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Telefon: 040 – 42875 7902

Telefax: 040 – 42875 7902

e-mail: philip.krammer@haw-hamburg.de

weitere Partner: IFL, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, TU Braunschweig
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abt. KE

Thema: **Integration eines Lärmanalysemoduls in den
Flugzeugvorentwurf**

Ausgangssituation:

Die Minimierung des Fluglärms während der Start- und Landephase hat in den letzten Jahren für Flughafenbetreiber und Anwohner zunehmend an Bedeutung gewonnen. Des Weiteren fordern Flughäfen, die an der Kapazitätsgrenze operieren, neue, lärmarme Flugzeuggenerationen, die Nachtflugverbote umgehen können, um so ein Fortschreiten des Luftverkehrswachstums zu sichern. Zusätzlich werden Fluggesellschaften finanziell dazu angehalten in neue, grünere Flugzeuge zu investieren, um flughafenbedingte Lärmgebühren zu umgehen. Um diesen Anforderungen gerecht zu werden, muss Lärm, im Kontext mit gegenwärtigen Randbedingungen, bereits im Vorentwurfsstadium neuer Flugzeugprojekte berücksichtigt werden.

Ziel:

Das vom IFL entwickelte, multidisziplinäre Programmsystem PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation) ermöglicht Entwürfe, Analysen, Parametervariationen und Optimierungen konventioneller sowie neuartiger Flugzeugkonfigurationen. Das vom DLR speziell für den Vorentwurf konzipierte Akustikprogramm PANAM (Parametric Aircraft Noise Analysis Module) ermöglicht die Berechnung der Schalldruckverteilung am Boden während eines Überfluges.

Ziel ist die Anbindung des Lärmanalysemoduls an das Gesamtentwurfsverfahren PrADO. Dabei sollen alle notwendigen Daten für die Lärmanalyse aus den vorhandenen Daten der zu analysierenden Konfiguration gewonnen werden. Ergebnisse der Lärmanalyse sollen an das Gesamtentwurfsverfahren zurückgeführt werden, so dass sie bewertbar sind und einen Einfluss auf das Verhalten des Optimierungsprozesses nehmen können.

Lösungsweg:

Eine Lärminderung an der Quelle des Flugzeuges muss nicht unmittelbar zu einer geringeren Schallimmission am Boden führen. Ein Entwurf des Tragflügels ohne Landeklappen z.B. könnte die Schallabstrahlung, verursacht durch Hochauftriebshilfen, positiv verändern. Das Steigverhalten des Flugzeuges bei gleichbleibendem Tragflügel wird jedoch negativ beeinflusst und führt so möglicherweise nicht zum gewünschten Effekt der Lärmreduzierung. Notwendig ist daher eine gesamtheitliche Betrachtung. Ein zu untersuchendes, verändertes Flugzeug muss in erster Linie strukturell dimensioniert sein, d.h. Konvergenz der Flugzeugmassen in der iterativen Entwurfsanalyse, um im nächsten Schritt auf daraus resultierende flugmechanische Parameter eingehen zu können. Das entwickelte Schnittstellenprogramm berechnet daher, ausgehend von einer konvergenten Lösung des

STAB

Entwurfs, geometrische Parameter, Start- und Anflugtrajektorien abhängig von der betrachteten Flugzeugkonfiguration sowie ein Triebwerkskennfeld, welches charakteristische Größen beinhaltet.

Ergebnis:

Betrachtet wird ein 150 sitziges, zweistrahliges Passagierflugzeug mit einer Entwurfsreichweite von 4815 km bei einer Reiseflugmachzahl von 0.78 und einem Bodenstandschub von 98 kN. Flugzeuglärm wird aktuell durch folgende parametrische, semi-empirische Hauptlärmquellen ohne Interaktion approximiert: Flugzeugzelle (clean), Hochauftriebshilfen, Spoiler, Fahrwerk, Fan und Abgasstrahl. Die Berechnung des Schalldruckpegels erfolgt auf einer Referenzkugel ($R = 1 \text{ m}$), die wiederum für eine Bewertung der Lärmemission des Flugzeuges herangezogen werden kann. Die Lärmabstrahlung kann abhängig von aktueller Konfiguration (Klappenstellung etc.) und Betriebszustand bestimmt werden. Die effektive Lärminderung lässt sich aus der Differenz der Flächeninhalte der Isokonturflächen ablesen. Als erster Ansatz wurde der Standschub des Flugzeuges um 40 % erhöht; das Steigverhalten ändert sich. Ein Vergleich mit dem Referenzflugzeug ist möglich.

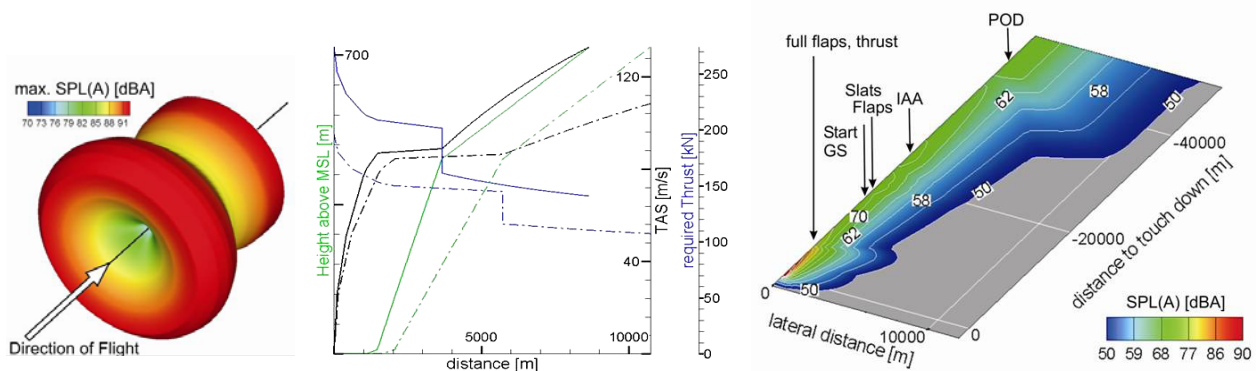


Abbildung 1: Ergebnisse. Links oben: Abstrahlcharakteristik/Triebwerk (Referenzkugel mit $R = 10^4$ (max. $SPL(A)/20 \cdot 20 \mu\text{Pa}$)). Mitte: Vergleich der Abflugtrajektorien (strichpunktiert: Referenzflugzeug s.o., durchgezogen: 40% erhöhter Standschub). Rechts: Konturplot mit $\text{max. SPL}(A)$ Isokonturflächen zur Auswertung. Low Drag Low Power Anflug (LDLP) mit A320-200 aus Projekt QSTOL/DLR (GS: Glide Slope, IAA: Intermediate Approach Altitude, POD: Point of Descent)

Literatur:

Smith, M. J. T.: "Aircraft Noise" Cambridge University Press, Cambridge, New York, Port Chester, Melbourne, Sydney, 1989

Bertsch L., Dobrzynski, W. and Guérin, S.: "Tool Development for Low-Noise Aircraft Design" AIAA/CEAS Paper 2008-2995, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 5-7 May 2008, Vancouver, Canada

Heinze, W.: "Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten." ZLR-Forschungsbericht 94-01, Braunschweig, 1994

weiteres Vorgehen:

Nach einer feineren Diskretisierung der Starttrajektorie beider Konfigurationen und einer anschließenden Lärmanalyse werden die Isokonturflächen ausgewertet. Ein Vergleich wird Aufschluss über ein mögliches Lärminderungspotenzial und die resultierenden Änderungen am Flugzeug (Nutzlast, Reichweite, DOC etc.) geben. Eine Liste unabhängiger, geometrischer Parameter, die direkt vorhandene Lärmquellmodelle beeinflussen, soll als Ausgangspunkt für weitere Parametervariationen genutzt werden. Der so gewonnene Überblick dient einem besseren Verständnis der komplexen Zusammenhänge von Fluglärm und Flugzeug-konfiguration. Der Flächeninhalt einer Isokontur wird an den Optimierungsprozess als Zielfunktion zurückgegeben und abhängig von den sich verändernden Parametern minimiert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transition Theory, Measurements, Simulations, Modelling, Predictions and Flow Control

Ansprechpartner: PD Dr. J. Jovanović, Dr.-Ing. B. Frohnäpfel, PD Dr.-Ing. M. Breuer, Dipl.-Ing. M. Nishi, Dr.-Ing. Ö. Ertunç, Dipl.-Ing. C. Köksoy, Dipl.-Ing. H. Lienhart, Prof. Dr.-Ing. A. Delgado

Institution: Institute of Fluid Mechanics, University of Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstraße 4
91058 Erlangen

Telefon: (09131) 85-29507
Telefax: (09131) 85-29503
e-mail: jovan@lstm.uni-erlangen.de

Topic:

Persistence of the laminar regime in wall-bounded flows at very high Reynolds number

Introduction:

Starting from the Navier-Stokes and the continuity equations of a viscous incompressible fluid, a statistical theory is developed for the prediction of transition and breakdown to turbulence in a laminar boundary layer exposed to small, statistically stationary axisymmetric disturbances. The transport equations for the statistical properties of the disturbances are closed using the two-point correlation technique and invariant theory. By considering the local equilibrium to exist between production and viscous dissipation, which forces the energy of the disturbances in the boundary layer to be lower than that of the free stream, the transition criterion is formulated in terms of the anisotropy of the disturbances and a Reynolds number based on the intensity and the length scale of the disturbances.

Objectives:

The aim of the present work is to contribute further to the theoretical and more importantly to the *practical* understanding of the transition process using statistical techniques. An effort is made to provide a quantitative description of laminar to turbulent transition using stochastic tools suitable for describing random, three-dimensional flow fields. We provide rational approximations for the mechanisms involved during the transition process using the two-point correlation technique and invariant theory and finish with a closed set of approximate equations from which it is possible to formulate the criterion for the determination of transition onset in a flat plate boundary layer.

Methodology:

An account is given of an analytical investigation which demonstrates the stabilizing and destabilizing role of the anisotropy in the disturbances on the transition process. An experimental investigation carried out in the large wind tunnel of the Lehrstuhl für Strömungsmechanik in Erlangen in which the anisotropy in the free stream disturbances was sufficiently high confirmed all essential features of the transition process predicted by the developed theory. This provided support for the results emerging from the theory in respect of flow control and maintenance of a stable laminar regime in a flat plate boundary layer at very high Reynolds numbers.

STAB

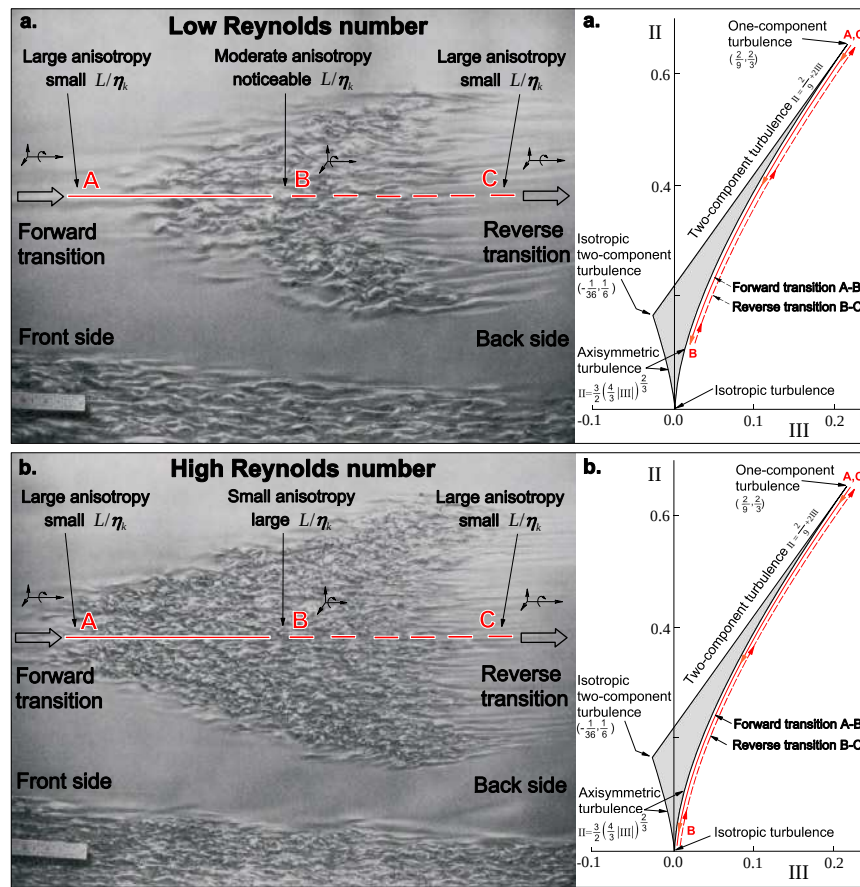


Figure 1: Statistical interpretation of breakdown leading to turbulence and its projection on the anisotropy-invariant map. The influence of anisotropy in the disturbances is reflected in the evolution of spectral separation L/η_k in the flow. (a) Evolution of the turbulent spot at low Reynolds number reveals only a moderate level of anisotropy at the spot center and therefore only noticeable L/η_k . (b) As the Reynolds number increases, the level of anisotropy progressively decreases in the core region of the spot, which increases L/η_k .

Results:

It will be shown that predictions of the transition onset deduced from the transition criterion yield the critical Reynolds number, which is in good agreement with the experimental data obtained under well-controlled laboratory conditions reported in the literature. For the preferred mode of the axisymmetric disturbances, for which the intensity of the disturbances in the streamwise direction is larger than in the other two directions, the analysis shows that the anisotropy increases the critical Reynolds number. Theoretical considerations yield the quantitative estimate for the minimum level of the anisotropy of the free stream required to prevent transition and breakdown to turbulence. The stabilizing role of increased anisotropy in a free stream on the boundary layer development was successfully tested experimentally in a large wind tunnel of the Lehrstuhl für Strömungsmechanik in Erlangen by maintaining the stable laminar regime in a flat plate boundary layer up to $(Re_x)_T \simeq 4 \times 10^6$.

References:

- [1] Jovanović, J. 2004 *The Statistical Dynamics of Turbulence*. Springer-Verlag, Berlin.
- [2] Jovanović, J. & Passtrapanska, M. 2004 On the criterion for the determination transition onset and breakdown to turbulence in wall-bounded flows. *J. Fluids Eng.* **126**, 626–633.
- [3] Jovanović, J. & Hillerbrand, R. 2005 On peculiar property of the velocity fluctuations in wall-bounded flows. *J. Thermal Sci.* **9**, 3–12.
- [4] Jovanović, J., Frohnappfel, B., Škaljić, E. & Jovanović, M. 2006 Persistence of the laminar regime in a flat plate boundary layer at very high Reynolds number. *J. Thermal Sci.* **10**, 63–96.
- [5] Jovičić, N., Breuer, M. & Jovanović, J. 2006 Anisotropy-invariant mapping of turbulence in a flow past an unswept airfoil at high angle of attack. *J. Fluids Eng.* **128**, 559–567.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Andreas Schröder, Reinhard Geisler, Karsten Staack, Arne Henning, Bernhard Wieneke*, Fulvio Scarano°, Gerrit Elsinga°

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

*LaVision, Göttingen

°TU Delft, NL

Adresse: DLR AS-EV

Telefon: +49 551-709 2190

Telefax: +49 551-709 2830

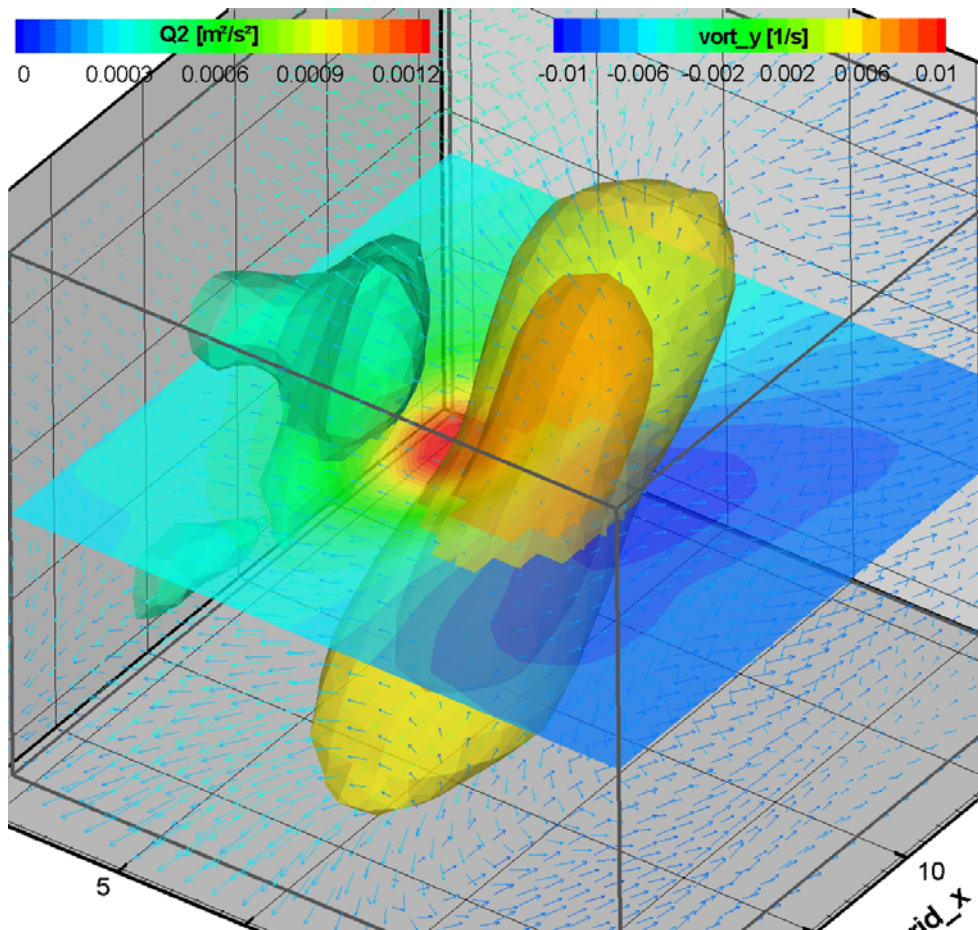
e-mail: andreas.schroeder@dlr.de

Thema: Eulerische und Lagrangesche Einblicke in eine turbulente Plattengrenzschichtströmung mit Hilfe der zeitaufgelösten tomographischen PIV

Ausgangssituation: Die Impulsaustauschmechanismen in einer turbulenten Plattengrenzschicht sind mit mannigfaltigen zeitlichen und räumlichen Skalen verbunden und werden von selbst-erhaltenden kohärenten Strukturen beherrscht, deren Organisation aus der Einbeziehung von impulsstarker Außenströmung angetrieben wird. Häufig vorkommende kohärente Strukturen wie haarnadel-artige Wirbel oder langsame und schnelle Streifen in Wandnähe wurden beobachtet und ausführlich mit experimentellen und numerischen Verfahren untersucht. In vielen Untersuchungen wurde die Rolle dieser Strukturen für den wandnormalen und spannweiten Strömungsaustausch meistens in einem Eulerischen Bezugssystem hervorgehoben [1]. Für ein vollständigeres Verständnis des Impulsaustausches in turbulenten Grenzschichten ist allerdings der Schritt zu einer Kombination von räumlich aufgelösten Eulerischen und Lagrangeschen Ergebnissen vorteilhaft.

Ziel: Bestimmung von zeitlich aufgelösten, momentanen Geschwindigkeitsvektorfeldern (3D(t)-Vektorvolumen) und möglichst vieler Trajektorien der Streupartikel in einer Plattengrenzschichtströmung bei $Re_\theta = 2460$ mit Hilfe der tomographischen PIV.

Lösungsweg: Um diese Anforderungen zu erfüllen, wurde ein tomographisches PIV Experiment mit 6 Hochgeschwindigkeitskameras von *Photron* und einem Nd:YLF Doppellaser von *Quantronix* am Wasserkanal der TU Delft durchgeführt: An einer 2500 mm langen Acrylglasplatte entwickelte sich bei 0,53 m/s Anströmgeschwindigkeit ohne Druckgradient eine turbulente Grenzschicht von $\delta = 38$ mm Dicke entsprechend $Re_\theta \sim 2460$ im Messvolumen. Die Streupartikel in einem Volumen von etwa $63 \times 15 \times 68 \text{ mm}^3 = 734 \times 176 \times 793 \text{ voxel}^3 = 1380 \times 328 \times 1490 \text{ Wandeinheiten}^3$ in x-, y- und z-Richtung konnten fünfmal für 2 s mit 1 kHz erfasst werden. Die Rekonstruktion der dreidimensionalen Partikelbildverteilungen wurde mit dem tomographischen MART Algorithmus durchgeführt [2]. Eine Volumen-Selbstkalibrierung [3] erhöhte die Genauigkeit und Verlässlichkeit der Partikelbild-Rekonstruktion bevor mit einem Volumen-Kreuzkorrelationsverfahren mit Multi-Grid und Volumenbilddeformation die Geschwindigkeitsvektoren berechnet werden konnten. Trajektorien der rekonstruierten Partikelbilder wurden mit Particle Tracking Methoden gefiltert und identifiziert. Alle Vorverarbeitungs- und Auswerteschritte erfolgten mit der *DaVis7.3* und einer speziellen PTV Software von LaVision. Zur Charakterisierung der turbulenten Grenzschichtströmung wurden anschließend u.a. 3D-vorticity und swirl strength, PDFs, Raum-Zeit-Korrelationen und ereignisbedingte Mittelungen (siehe Fig. 1) aus dem 3D(t)-PIV Datensatz und Lagrangesche Beschleunigungen aus den PTV Daten berechnet. Der gesamte Datensatz wird im weiteren Verlauf zum Vergleich mit DNS, zur Validierung von und zur Turbulenzmodellentwicklung für CFD Verfahren genutzt werden.



Ergebnis: An positiver y-Vorticity ereignismitteltes Geschwindigkeitsvekturvolumen mit Isoflächen der y-Vorticity und Isolinien des Q2-Reynoldsspannungsbetrages in einer wandparallelen Ebene bei $y^+ = 150$

Literatur:

- [1] 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. *Experiments in Fluids* 44, (2):305 -316
- [2] Elsinga G.E., Scarano F., Wieneke B., and van Oudheusden B.W. (2006) Tomographic particle image velocimetry. *Experiments in Fluids* 41:933-947(15)
- [3] Wieneke B. (2007) Volume self-calibration for Stereo PIV and Tomographic PIV, *Proceedings of PIV'07, September 11-14, 2007 Rome*

Datum: Juni 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Daniel Banuti, José Longo

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge

Adresse: Bunsenstr. 10 **Telefon:** +49-551-709 2403
37073 Göttingen **Telefax:** +49-551-709 2800
 e-mail: daniel.banuti@dlr.de

Thema: Virtual Blunting of Hypersonic Aircraft

Ausgangssituation:

Civil supersonic aircraft are limited in their application due to the annoyance caused by their sonic boom. While hypersonic aircraft would cut down travel time significantly, this potential might be diminished if it will proof necessary to confine flight paths to oversea routes. Theoretical description of the sonic boom phenomenon and mitigation approaches have been suggested by Seebass and George [1]. They proposed a strategy of a geometrical modification of the aircraft, which has since been confirmed experimentally (Haering et al. [2]): namely the blunting of the aircraft nose. However, this comes at the cost of an increase in drag, substantially so at hypersonic velocities. The negative effect could be minimized if the method is only applied when sonic boom mitigation is imperative, such as during flight over populated areas. However, this appears unattainable with purely geometrical modifications.

Ziel:

Goal of the study is to investigate and find means to cause a variable bluntness effect. It should be possible to adjust its effect to different flight regimes and ideally even to activate and to deactivate it on demand.

Lösungsweg:

The investigated aircraft is the ATLLAS Mach 6 SST [3], a hypersonic passenger aircraft study which can be seen in Fig.1. For computational efficiency, only the forebody is regarded, flying at 4° AoA at Mach 6 cruise conditions of 30km altitude. In a first step, a reference solution of the original geometry is computed. This is subsequently compared to a physical spike modification which effectively blunts the aircraft. Two concepts of variable virtual blunting are then investigated: ejection of matter and deposition of energy. Computations are carried out using the DLR TAU code, employing an ideal gas, inviscid fluid model. The prime question is, whether the aero-jet-spike and the energy deposition are capable of creating a bow shock similar in strength to the one caused by the physical aero-spike.

Ergebnis:

Results of the computations can be seen in Fig. 2. A strong bow shock is created at the tip of the spike attachment (Fig. 2b), reducing the fuselage shock in strength compared to the reference case (Fig. 2a). Virtual spikes are found to be capable of having similar effects on the flow.

Figure 2c shows an aero-jet-spike, basically a retro rocket fired at a 45° angle towards the ground. It can be seen that overall pressure levels and shock topology are comparable to the physical spike. The jet flow field was found to be unsteady. Jet properties have to be carefully chosen. E.g., a jet aligned with the aircraft longitudinal axis is deflected upwards by the incoming flow, wasting most of its effect.

Figure 2d shows the effect of upstream energy deposition on the flow. Comparable to the aero-spike, a strong bow shock is created while the fuselage shock strength is diminished. It is thus clearly able to compete with the physical spike in terms of effectivity.

By adjusting the mass flow or injected power, both the aero-jet-spike and the energy deposition effect can be adapted to different flight regimes.

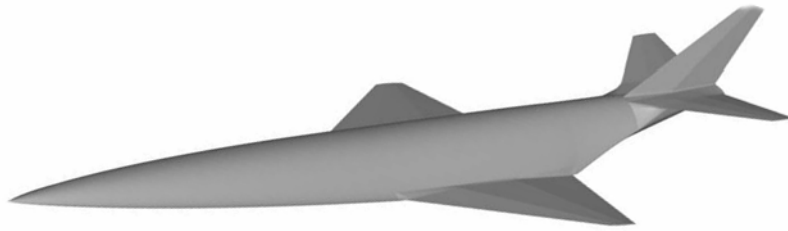


Fig. 1: The ATLLAS Mach 6 SST passenger aircraft

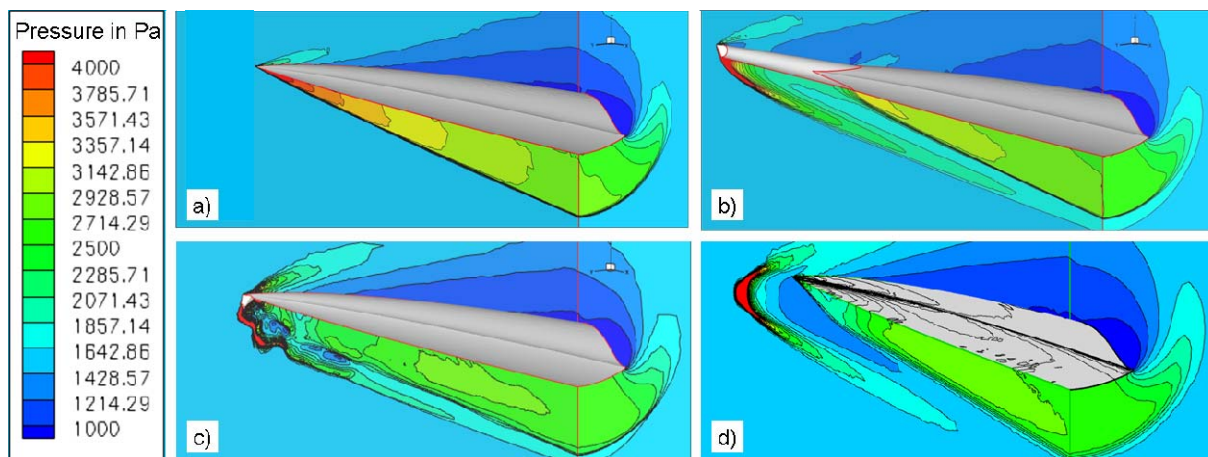


Fig. 2: ATLLAS Mach 6 SST forebody pressure contours: a) reference configuration, b) physical aero-spike, c) aero-jet-spike, d) energy deposition

Literatur:

- [1] R. Seebass and A. George: Sonic-boom minimization, Journal of the Acoustic Society of America, 1972, 51, 686-694
- [2] E. Haering et al.: Airborne shaped sonic boom demonstration pressure measurements with computational fluid dynamics comparisons. AIAA-2005-9, 2005
- [3] J.M.A. Longo et al.: Concept study for a Mach 6 transport aircraft. AIAA-2009-435, 2009

Weiteres Vorgehen:

While current computations are based on simplified flow models, physical realism can be enhanced using more complex models. Ultimately, the effect of the modifications on sonic boom strength should be evaluated.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Tarik Barth
Sebastian Illi

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

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-2453
e-mail: Tarik.Barth@dlr.de

Thema: Aerothermodynamische Charakterisierung einer aktiv gekühlten TPS-Platte während des atmosphärischen Wiedereintritts bei SHEFEX-II

Ausgangssituation:

Entlang der Wiedereintrittsbahn klassischer Raumfahrzeuge treten an der Nase (und anderen Stauregionen wie den Flügelvorderkanten) hohe thermische Lasten auf. Diese Lasten können mit Hilfe moderner aktiver Kühlsysteme pauschal oder total reduziert werden. Diese Technik, die gerne als Nobeltechnik bezeichnet wird, weil sie leichter und robuster ist, basiert auf den Eigenschaften poröser Medien. Im Rahmen des geplanten zweiten Flugexperiments des DLR, SHEFEX-II, ist ein aktives Kühlungsexperiment in Vorbereitung, um die Realisierbarkeit dieser Technik auf Systemebene zu demonstrieren.

Ziel:

Das Kühlexperiment soll bezüglich seiner Wirkung sowohl auf thermodynamischer als auch aerodynamischer Effekte (Störmomente) analysiert werden. Ein Kühlmittelstrom durch die Struktur bzw. dessen Austritt in die Grenzschicht an der Strömungsseite verändert gravierend die Wärmeaustauschmechanismen. Diese sind zum einen der direkte Abtransport von Wärme aus der Wandstruktur und zum anderen die Verminderung des Wärmeübergangs an der Strömungsseite durch austretendes Kühlfluid. Dieser letzte Mechanismus kann allerdings die aerodynamischen Lasten des Vehikels schwer beeinflussen. Aus diesem Grund soll der oben genannte Effekt mit Hilfe vereinfachter Ansätze wie Ausblasung aus der Wand innerhalb der Strömungssimulation von CFD-Lösungen des DLR TAU-Verfahrens berücksichtigt werden. Die numerischen Ergebnisse werden qualitativ und quantitativ beurteilt.

Lösungsweg:

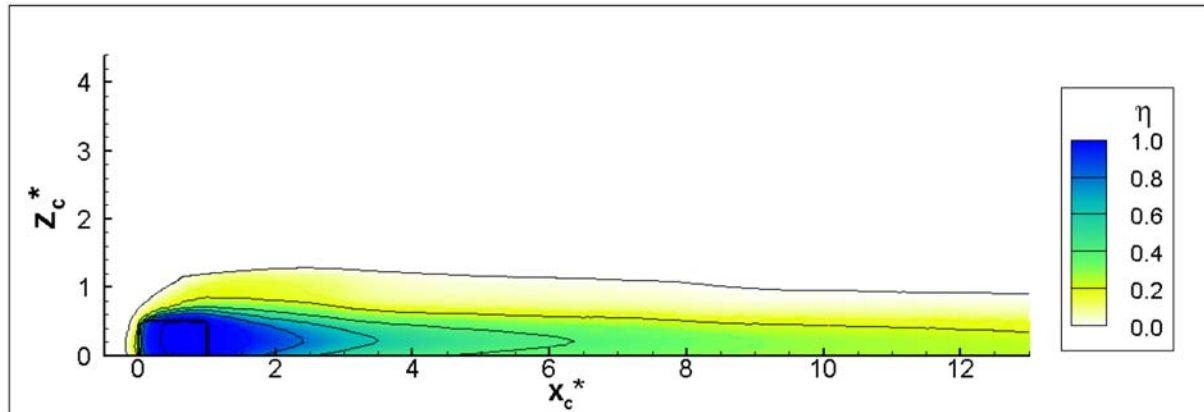
Es wird die aerothermodynamischen Charakterisierung dieses Experiments unter Verwendung einer vereinfachten Modellierung mit dem DLR-TAU-Code verfolgt. Der Ansatz sieht das Ausströmen des Kühlmediums durch eine Aussparung in der Wand vor. Dabei ist die Porosität der keramischen Experimentplatte zu berücksichtigen, die einen Einfluss auf die Druck- und Temperaturverteilung ausübt. In einer Referenzhöhe von 40 km, in der sowohl von Kontinuumsbedingungen wie auch von laminarer Strömung ausgegangen werden kann, wird eine allgemeine Charakterisierung der Umströmung der Wiedereintrittskonfiguration bei einem Kühlmassstrom von 0,4 g/s durchgeführt. Im Zuge einer Parameterstudie erfolgt außerdem die Untersuchung des Einflusses von Form, Lage und Anstellung des Aktivkühl experiments, sowie des Einflusses der Höhe.

Datum: 10.04.2009

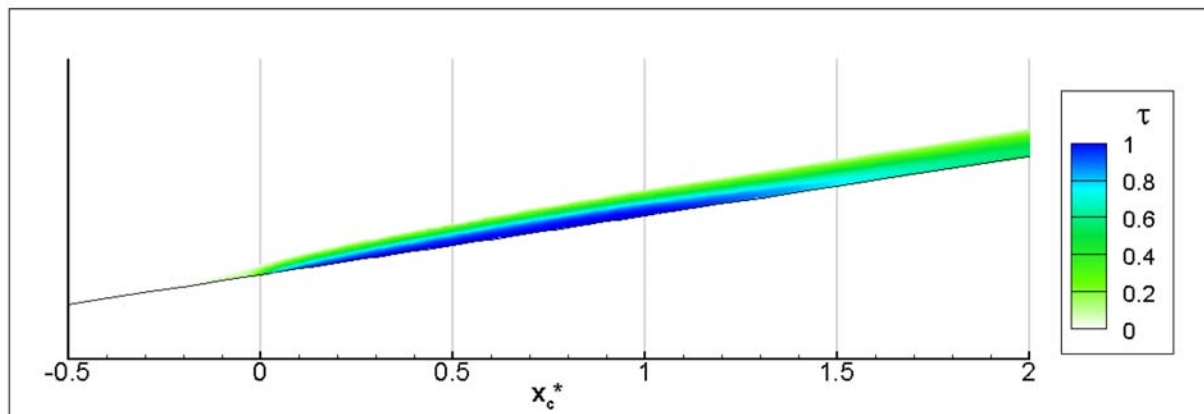
STAB

Ergebnis:

Die numerischen Berechnungen zeigen, dass alle auftretenden Störmomente infolge des Aktivkühllexperiments unter den Stellmomenten der Canards beziehungsweise des Kaltgaslageregelungssystems liegen. Für große Höhen bleibt jedoch zu bemerken, dass eine Verringerung des Kühlmassenstroms zu einer höheren Kühleffektivität führen kann und somit entweder eine Regelung des Aktivkühllexperiments erforderlich ist oder dieses erst unterhalb von 60 km Höhe betrieben werden sollte. Die in **Abbildung 1** gezeigte Kühlwirkung in der Strömungsgrenzschicht verdeutlicht die Wirksamkeit einer aktiven Kühlung.



(a) Kühleffektivität an der Oberfläche -



(b) Kühlwirkung in der Grenzschicht $z = 0$

Abbildung 1: Kühlwirkung bei $H=40$ km

Weiteres Vorgehen:

Detaillierte Auswertung der numerischen Ergebnisse und Bestimmung der optimalen Massenströme während der Wiedereintrittsphase.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall
Ansprechpartner: Tarik Barth and José M.A. Longo
Institution: DLR - Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Tel.: 0531 295-2453
E-mail: Tarik.Barth@dlr.de

Thema: **Advanced Flight Analysis to *SHEFEX I***

Ausgangssituation:

The objective of the **SHarp Edge Flight EXperiment I** (SHEFEX I) was the investigation of a facetted **T**hermal **P**rotection **S**ystem (TPS) concept and the assessment of the potential of sharp edged configurations applying the three point strategy: numerical analysis - ground based facilities - flight experiment. The motivation is neither to perform a re-entry experiment nor to fly at the thermal boundary of modern high temperature materials but to prove in flight that the temperature peaks at the edges of the ceramic-composite panels are lower than those predicted based on a radiation equilibrium hypothesis. The SHEFEX I forebody should have as many as possible facetted panels and it should represent as many as possible configuration details of space vehicles, like concave and convex chamfers and a sharp unswept leading edge. Now, after the flight an enormous amount of scientific data is available and a direct comparison of the flight data with numerical post flight studies and on-ground data is possible.

Ziel:

The study contains a detailed analysis of the aero- and thermodynamic data of SHEFEX I. For this purpose the thermodynamic behaviour of the structure during the re-entry is analysed using a loose coupled fluid-thermal simulation. The main objective of this study is to show important facts which have to be taken into account in order to establish a serious post-flight analysis. Finally, this study should provide with the knowledge for further re-entry experiments like SHEFEX II, which is planed for 2010.

Lösungsweg:

In the first part a sensitivity analysis is carried out in order to identify the potential sources of errors, like influence of the atmosphere model, grid resolution, turbulence models, flow

separation, sensor position, and so on. The second part contains a pseudo time dependent numerical simulation for the complete defined re-entry range (60 - 20 km) and a comparison with the experimental results (surface pressure, temperature, and heat flux). While the numerical solution has been updated each 0.05s, the structural part has been computed as fully time dependent.

Ergebnisse:

Two essential results of the sensitivity analysis are the high influence of the applied atmosphere model and the distinct impact on the measurement of the heat flux sensor position with respect to its integration within the TPS. Considering these and other facts, the coupled numerical simulation delivers great results, concurrent in quality when comparing to the experimental data as shown exemplarily in **Figure 1**.

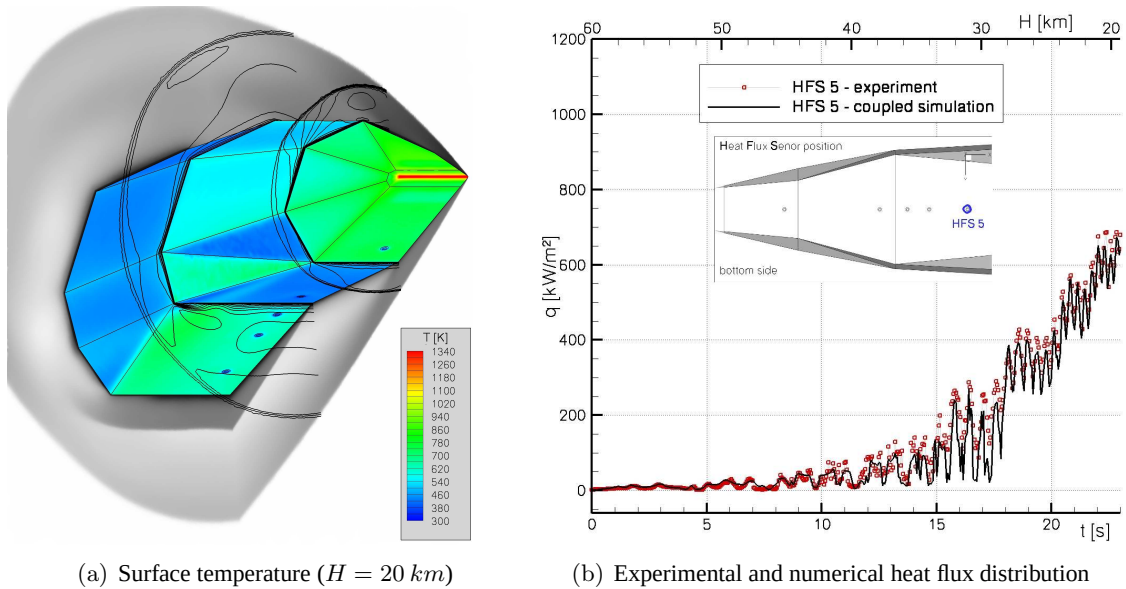


Figure 1: Results to the surface temperature and heat flux distribution

Weiteres Vorgehen:

Further several analyses deal with the flow phenomena along the concave and convex edges and the shock-boundary layer interaction on the upper ramp of SHEFEX I. Furthermore, the heating of the TPS during the re-entry and with this the interpretation of the temperature measurement within the TPS will be interpreted in detail.

Datum: June 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Tarik Barth
Jean Daniel Mulot
Jose Longo
Klaus Hannemann
Jan Martinez Schramm
Alexander Wagner
Jeremy Wolfram
Andreas Schröder

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

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-2453
e-mail: Tarik.Barth@dlr.de

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchungen zu *SHEFEX-I* im HEG

Ausgangssituation:

Mit *SHEFEX-I* soll das aerothermodynamische Verhalten von facettierten Flugkörpern bei Hyperschallgeschwindigkeit untersucht werden. Hierzu sind neben dem Freiflugexperiment Windkanaluntersuchungen im HEG durchgeführt worden.

Ziel:

Die Windkanaluntersuchungen sollen ausgewertet und mit numerischen Strömungsberechnungen verglichen werden. Ferner sollen die Ergebnisse der aerodynamischen Datenbank zum Freiflug als weitere Komponente neben den Windkanaluntersuchungen und numerischen Ergebnissen einbezogen werden.

Lösungsweg:

Das Winkanalmodell ist im Vergleich zum Freiflugkörper im Maßstab 1:3 gefertigt, womit das Modell eine Länge von 280 mm hat. Die Strömungsbedingungen im Windkanal entsprechen einer Flughöhe von $H = 22 \text{ km}$ bei $Ma = 6$. Die experimentellen Untersuchungen werden für verschiedene Anstell- und Schiebewinkel durchgeführt. Neben der Messung von Oberflächendrücken und spezifischen Wärmeströmen werden PIV-Messungen durchgeführt. Für die numerischen Berechnungen wird der DLR-TAU-Code verwendet, wobei alle Messreihen numerisch nachgerechnet werden.

Ergebnis:

Das verwendete Windkanalmodell ist in **Abbildung 1** gezeigt und besitzt eine modulare Bauweise. Insgesamt ist das Modell mit 158 Druck- und Temperatursensoren bestückt. Durch die Windkanaluntersuchungen und die numerische Simulation unter HEG Bedingungen konnten umfangreiche Daten gewonnen werden. Hierzu gehören die Messwerte der einzelnen Sensoren des Modells, die einen Vergleich mit den CFD-Rechnungen ermöglichen. Die numerischen Berechnungsergebnisse weisen zunächst darauf hin, dass von einer turbulenten Grenzschicht ausgegangen werden muss. Die Berechnungen mit verschiedenen Turbulenzmodellen haben dabei gezeigt, dass das SAE-Turbulenzmodell die Umströmung des Modells am besten beschreibt. Insgesamt liefern die numerischen Simulationen zu *SHEFEX-I* gute Ergebnisse im Vergleich zu den Windkanaluntersuchungen und zur aerodynamischen Datenbank des Freifluges, wie in **Abbildung 2** ersichtlich.

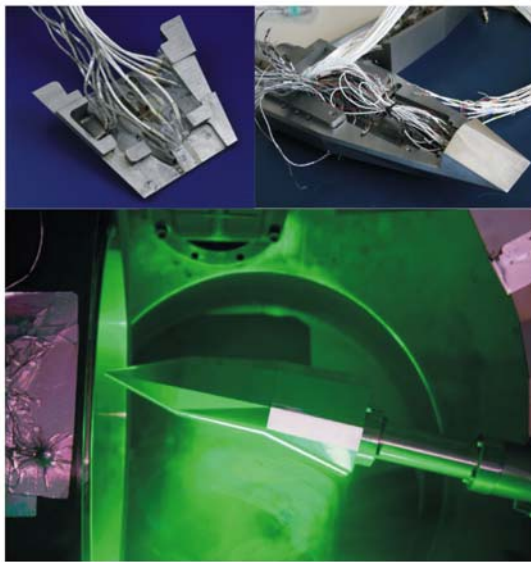


Abbildung 1: Windkanalmodell

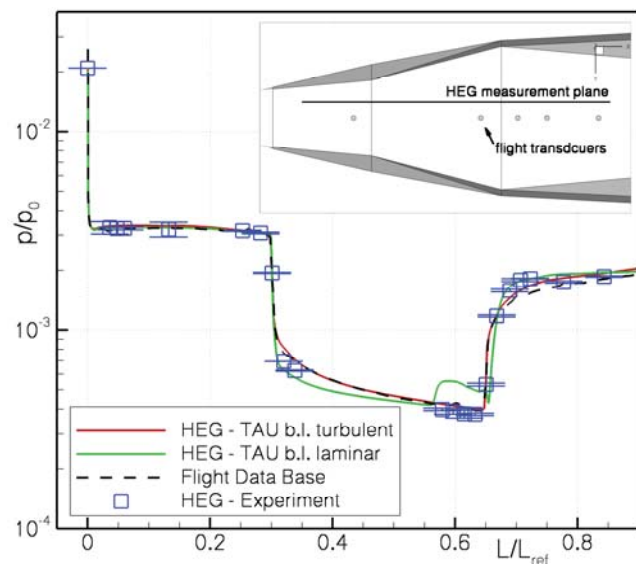


Abbildung 2: Vergleich der experimentellen und numerischen Druckverteilung

Weiteres Vorgehen:

Detaillierte Auswertung der Messdaten und numerischen Ergebnisse. Speziell das Verhalten der Vorderkante ist Gegenstand zukünftiger Untersuchungen.

Mitteilung

Projektgruppe

/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Javier Bartolome Calvo, K. Hannemann

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531 295-3312
38108 Braunschweig **Fax:** 0531 295-2914
 E-Mail: Javier.BartolomeCalvo@dlr.de

Weitere Partner: Prof. Luis Virto, Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona,
O. Knab, EADS ASTRIUM-Ottobrunn

Thema: **Analysis of the Heat Transfer in Liquid Rocket Engine Cooling Channels**

Ausgangssituation: A reliable design of a rocket combustion chamber, such as the one of the Ariane 5 Liquid Rocket Engine, has to be based on accurate predictions of heat transfer both on the cooling channel and the combustion chamber side. The part with the highest loads is the throat of the nozzle, where high heat fluxes and pressure difference lead to the so-called dog-house effect which limits the life of the structure [1]. This work is focused on the modeling of the flow and prediction of the heat transfer in the cooling channels; fuel injection and combustion in the chamber are not yet taken into account.

Ziel: The objective of the study is to extend the DLR-Tau-Code to model the turbulent flow in cooling channels of liquid rocket engines, and the evaluation of the quality of the numerical tool by comparing it with experimental data.

Lösungsweg: The DLR-Tau-Code is used to solve the turbulent flow field and the commercial Finite Element Method (FEM) Solver Ansys for the heat conduction in the structure. Both codes are coupled using a coupling tool developed within the IMENS project of DLR. The simulation of the cooling channels takes into account both the roughness of the wall and the thermophysical properties of the gas near the critical point. The walls of the channels are aerodynamically rough, which increases the pressure drop, changes the shape of the velocity profiles in the channels [2], and enhances the heat transfer [3]. The roughness of the wall is modelled by appropriate changes in the turbulence models, which were recently implemented and validated for the one-equation Spalart-Allmaras and two-equation turbulence models [2]. The thermophysical properties of the gas are either calculated using the general cubic equation of state of Peng-Robinson, or as in the present case for the treatment of a validation experiment, a state-of-the-art fluid specific equation of state for nitrogen [4].

Ergebnis: A test case with well-known boundary conditions was provided by ASTRIUM Ottobrunn. The geometry consists of five cooling channels heated by two lasers in its central part. The inflow and outflow manifolds were also simulated, see Fig. 1. The fluid is supercritical nitrogen and the pressure remains above the critical pressure avoiding the change of state. During the experiments the channels undergo a high deformation as function of time due to the thermal and mechanical loads. Preliminary numerical results neglecting these deformations were obtained. In order to analyse the influence of different parameters on the solutions, a detailed sensitivity analysis was performed varying e.g. the external heat load, the nitrogen mass flux, the wall roughness or the turbulence model. In spite of the simplifications used, the agreement between numerical and experimental results is good, as shown in Fig. 1. The boundary conditions of the simulated test case are defined, so that the resulting temperatures should be between the two experimental runs with different inlet conditions of the nitrogen and deformation.

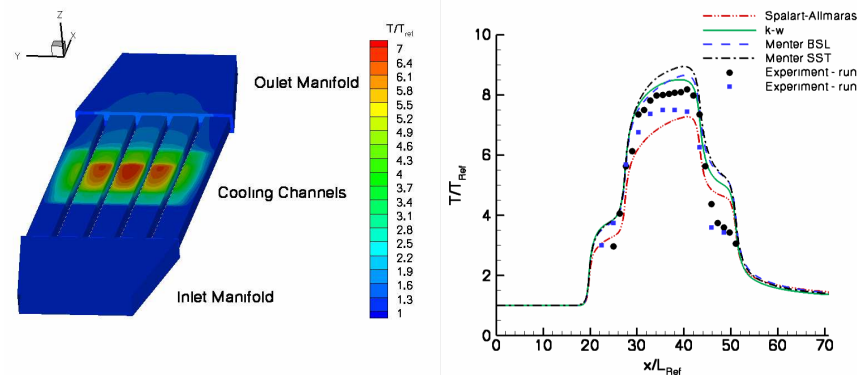


Fig. 1 – Geometry representation and temperature field in the cooling channels (left). Experimental temperature distributions along the center line of the central channel and comparison with results resulting from computations with different turbulence models (right); k- ω (solid line), Spalart-Allmaras (dashed doubled dotted line), Menter Baseline (dashed), Menter SST (dashed dotted line), experimental data (symbols).

Literatur:

- [1] Quentmeyer, R.J.: "Experimental Fatigue Life Investigation of Cylindrical Thrust Chambers", AIAA/SAE 13th Propulsion Conference, Orlando, Florida, July 11-13, 1977.
- [2] Knopp, T., Eisfeld, B., Bartolomé Calvo, J.: "A new extension for k- ω turbulence models to account for wall roughness", submitted to International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008.
- [3] Dipprey, D.F., Sabersky, R.H.: "Heat and momentum transfer in smooth and rough tubes at various Prandtl numbers", International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 6, pp. 329–353, 1963.
- [4] Span, R., Lemmon, E.W., Jacobsen, R.T., Wagner, W.: "A Reference Quality Equation of State for Nitrogen", International Journal of Thermophysics, Vol. 19, No. 4, 1998.

Weiteres Vorgehen: The next step is the coupled fluid-thermo-mechanical simulation of the panel allowing a quantitative comparison with experimental temperature and deformation data.

Datum: 27.06.2008

STAB

Mitteilungen

Projektgruppe Fachkreis	Hyperschallaerothermodynamik Numerische Aerodynamik
Ansprechpartner	M. Birrer, Dr.-Ing. C. Stemmer, Prof. Dr. N. Adams
Institution	Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching b. München Telefon: 089-289-16149 Telefax: 089-289-16139 e-mail: marcel.birrer@aer.mw.tum.de
weitere Partner	Prof. Gianluca Iaccarino, Olaf Marxen, FPC, Stanford University
Thema	Untersuchung der Auswirkungen von chemischen und thermischen Nicht-Gleichgewichten während des atmosphärischen Wiedereintritts von Raumflugkörpern
Ausgangssituation	Wärmeaufnahme von Hitzeschildern ist ein zentrales Thema bei der Auslegung von Raumflugkörpern, und mit neuen konkreten Plänen für bemannte Marsflüge weckt es wieder verstärkt das Interesse von Forschungsgruppen. Aus den Untersuchungen früherer Wiedereintrittsszenarien geht hervor, dass die Strömung um den Staupunkt relativ gut mit quasi-stationären Methoden vorher gesagt werden kann, die Prognosen entlang des Wärmeschildes, insbesondere um Oberflächenrauigkeiten, aber erheblich von der Realität abweichen kann. Grund dafür könnten thermische und chemische Nicht-Gleichgewichtseffekte sein.
Ziel	Einsichten in die Auswirkungen von Nicht-Gleichgewichtseffekten auf das Strömungsfeld und auf den Wärmeaustausch hinter einer Oberflächenunebenheit bei Hyperschall-Bedingungen, wie sie beim atmosphärischen Wiedereintritt vorkommen.
Lösungsweg	Als ersten Fall wurde die Geometrie des HyBoLT Flugtests [1] untersucht, was als Keil mit abgerundeter Spitze modelliert wurde. 50 cm hinter der Spitze befinden sich verschiedene Oberflächen Rauigkeiten in der Größenordnung von der halben Grenzschichtdicke. 2D Simulationen der ganzen Spitze mit Rauigkeit wurden gemacht.

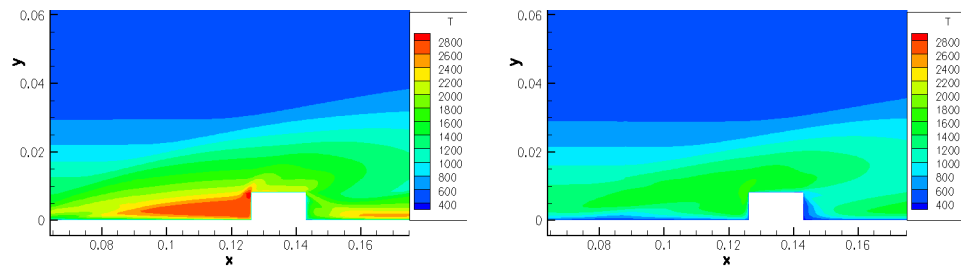


Bild 1: 2D Simulation einer rechteckigen Oberflächenrauigkeit bei Freistrommachzahl 8.5 und isothermer Wand. Hier zu sehen ist die Temperatur. Bei gleichen Farbskalen sieht man, dass die Temperatur vor dem Hinderniss bei Berücksichtigung der chemischen Reaktionen (rechts) wesentlich sinkt.

Lösungsweg

Verwendet wurde ein kalorisches Gasmodell, sowie ein fünf Spezies Modell der Luft für die Gleichgewichts- und Nicht-Gleichgewichts Rechnungen. Diese sollen ein Einströmprofil für 3D Rechnungen liefern, wo nur noch ein Gebiet um die Rauigkeit berücksichtigt wird.

Ergebnis

Erste Rechnungen zeigen einen Unterschied zwischen dem kalorischen Modell und unter Berücksichtigung von chemischen Reaktionen unter anderem mit einer verlängerten Rezirkulationsblase vor der Unebenheit. Das ist auch die Gegend mit der höchsten Temperatur und dem größten Einfluß der chemischen Reaktionen.

Literatur

- [1] S.A.Berry et. al., Boundary Layer Transition Experiments in Support of the Hypersonics Program, AIAA 2007-4266
- [2] C. Stemmer, Hypersonic transition investigations in a flat-plate boundary layer-flow at $M=20$, AIAA-paper 2005-5136, 2005

weiteres Vorgehen

Weiter von Interesse sind Hindernisse, die bei gegebenen Bedingungen aus der Grenzschicht heraus ragen und die Berücksichtigung von thermischem Nicht-Gleichgewicht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Carmen Böttcher, José M. Longo

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2831
e-mail: carmen.boettcher@dlr.de

Thema: Simulation magnetohydrodynamischer Strömungen in Argon unter Verwendung des DLR TAU-Codes

Ausgangssituation: Bei hypersonischen Flügen treten Stöße auf, hinter denen extrem hohe Temperaturen eine natürliche Ionisation zwischen Stoß und Körper bewirken. Dies führte bereits um 1958 zu der Idee, die ionisierte Strömung mithilfe von mitgeführten Magneten in günstiger Weise zu beeinflussen. Der DLR TAU-Code ist ein Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen bzw. der reynoldsgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Zur Simulation magnetohydrodynamischer Effekte auf die Strömung wurde der Code um die sogenannte Quelltermformulierung erweitert und eine erste Validierung mit einem Testfall in Luft durchgeführt [1].

Ziel: Simulation und Analyse des Testfalls eines Kegel-Zylinders in einer Argon-Strömung. Das Magnetfeld besteht aus dem überlagerten Feld dreier Permanentmagneten und ist als Datensatz einzulesen.

Lösungsweg: Als Gas-Modell wurde perfektes Gas gewählt und mit dem Argon-spezifischen Sutherland-Modell ergänzt. Der Datensatz des Magnetfelds wurde von einem kartesischen Netz auf ein optimiertes hybrides Netz interpoliert (siehe Abbildung 1) und in NetCDF-Format konvertiert, um punktweise von dem TAU-Code ausgelesen zu werden. Die elektrische Leitfähigkeit σ wurde als konstant angenommen und Simulationen mit unterschiedlichen Werten für σ durchgeführt.

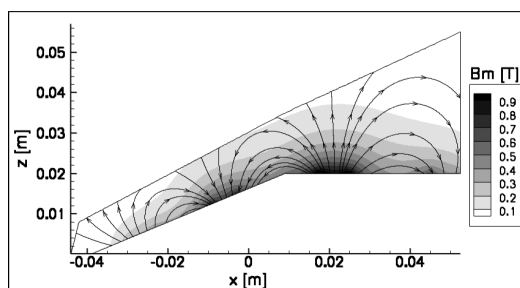


Abbildung 1: Magnetfeldlinien und Magnetfeldstärke

Ergebnis: Als Referenz wurde zunächst eine Rechnung ohne Magnetfeld durchgeführt. Die resultierenden Druckkonturen sind in Abbildung 2 zu sehen. Im Bereich des Kegels ergeben sich etwa 1000 Pa, im Bereich des Zylinders liegen die Werte bei ca. 200 Pa. Nun wird das Magnetfeld hinzugenommen und Simulationen mit $\sigma=20$ S/m sowie mit $\sigma=135$ S/m durchgeführt. Bereits bei $\sigma=20$ S/m ist ein Effekt auf die Strömung festzustellen, der bei $\sigma=135$ S/m (siehe Abbildung 3) noch deutlicher wird: Im Bereich des Kegels bei $x=-0.02$ m ist ein geringer Anstieg über 1000 Pa zu beobachten, während stromabwärts bei $x=0$ Druckwerte über 1100 Pa auftreten. Ein entsprechender Anstieg des Stoßabstands ist zu beobachten. Die größte Wirkung der magnetohydrodynamischen Quellterme tritt im zylindrischen Teil des Setups auf: Bei $x=0.02$ m steigt der Druck von zuvor 200 Pa auf ca. 600 Pa und wächst damit um den Faktor 3.

Datum: 09.04.2009

STAB

Die genannten Veränderungen der Druckkonturen sind auf die Interaktion der ankommenden Strömung mit dem Magnetfeld zurückzuführen. Es wird eine elektrische Stromdichte j erzeugt, die ihrerseits mit dem Magnetfeld interagiert. Die betragsmäßig höchsten Werte für j sind in Bereichen zu erwarten, in denen die Magnetfeldlinien senkrecht auf dem Vektor der Strömungsgeschwindigkeit stehen. Des Weiteren ist in Bereichen mit einer hohen Magnetfeldstärke eine starke magnetohydrodynamische Wirkung zu erwarten.

Die Analyse des Magnet- bzw. des Strömungsfeldes bestätigt, dass eine Beeinflussung der Druckkonturen bzw. des Stoßabstandes gerade in Bereichen mit den genannten Bedingungen zu beobachten sind. Insbesondere der Anstieg des Drucks um den Faktor 3 im zylindrischen Teil liegt in einem Bereich, in dem die Feldlinien nahezu senkrecht auf dem Geschwindigkeitsvektor stehen und die Magnetfeldstärke besonders groß ausfällt.

Das Verhalten der Druckkonturen ist mit Simulationen aus der Literatur [2] vergleichbar. In [3] sind gemessene Werte des Drucks im Bereich des Kegels angegeben: ohne Magnetfeld wurden 1031 Pa gemessen, mit Magnetfeld und unbekannter elektrischer Leitfähigkeit 1168 Pa. In den genannten Berechnungen mit dem erweiterten TAU-Code wurden ohne Magnetfeld ein Wert von 1042 Pa an der Lage des Sensors ermittelt. Mit Anwendung der magnetohydrodynamischen Quellterme ergaben sich 1070 Pa für $\sigma=20$ S/m sowie 1351 Pa für $\sigma=135$ S/m an der Lage des Sensors. Damit liegen die berechneten Werte im Bereich der im Experiment gemessenen.

Diese Resultate befürworten die weitere Erforschung der Anwendung magnetohydrodynamischer Effekte in der Strömungskontrolle sowie die Nutzung und Weiterentwicklung des magnetohydrodynamisch erweiterten TAU-Codes.

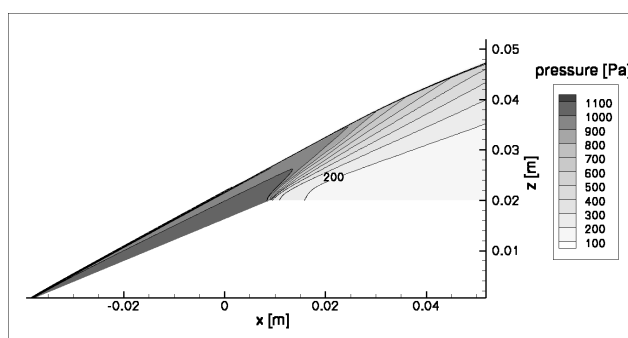


Abbildung 2: Druckkonturen ohne Magnetfeld

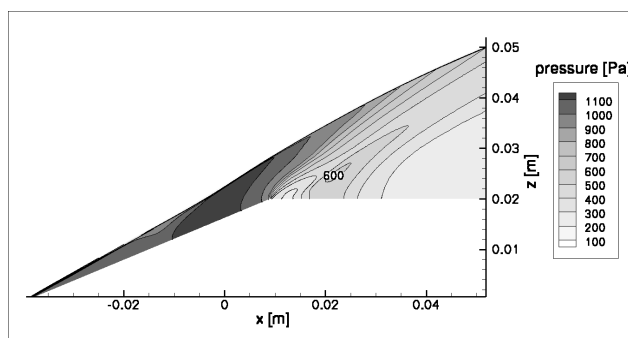


Abbildung 3: Druckkonturen mit Magnetfeld und $\sigma=135$ S/m

Literatur:

- [1] Böttcher, C.; Hannemann, V.; Lüdeke, H.: *Simulation of Magnetohydrodynamic Effects on an Ionised Hypersonic Flow by Using the TAU Code*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96, Springer-Verlag Berlin Heidelberg (2007)
- [2] Cristofolini, A.; Borghi, C.A. et al: *MHD Interaction on Sharp Bodies in Hypersonic Flows*, AIAA 2007-4136, Miami, FL, June 2007.
- [3] Häuser, J.; Paap, H.-G.: *Alta Small Cone Experiment – Simulation Results*, HPF Report 15/06/2007, Salzgitter, June 2007.

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Robert Dittrich
José Longo

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

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 295-3361
Telefax: +49 531 295-2914
e-mail: robert.dittrich@dlr.de

Weitere Partner: Prof. Grundmann, TU Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik

Thema: **Multidisziplinärer Vorentwurf einer Mach 6-Hyperschalltransport-Konfiguration mit Hilfe eines Optimierungsverfahren**

Ausgangssituation:

Im Rahmen des europäischen Projekts ATLLAS ist die Untersuchung einer Hyperschall Konfiguration mit einer Reisemachzahl von 6 vorgesehen. Die Erfahrungen früherer Arbeiten an Hyperschallvehikeln zeigen die engen Verknüpfungen verschiedener Teildisziplinen, die bereits in einem Vorentwurfsverfahren die gekoppelte Betrachtung dieser Disziplinen erfordern.

Ziel:

Das Hauptziel ist die Entwicklung eines numerischen, multidisziplinären Optimierungsverfahrens (MDO) zum Vorentwurf für Hyperschall Konfigurationen. Nach der Definition einer geeigneten Referenz für die Mach 6 Konfiguration können mit Hilfe dieses multidisziplinären Verfahrens die Anforderungen und Randbedingungen der Teildisziplinen aufgezeigt werden, um anschließend über die Optimierung durch Variation vorgegebener Parameter diejenige Konfiguration zu finden, die für eine bestimmte Zielfunktion ein Minimum bzw. Maximum aufweist.

Lösungsweg:

Ausgehend von den im ATLLAS Projekt definierten Anforderungen, wie Nutzlast, Reiseflugmachzahl und Reichweite wurde eine Referenzkonfiguration definiert, in die grundsätzliche Information des NASA HYCAT Programms eingeflossen sind, welches sich in den 70er Jahren mit Hyperschalltransportvehikeln beschäftigt hat. Darauf basierend wurden innerhalb des ATLLAS Projekts grundsätzliche Daten für Geometrie, Massen, Triebwerk, Aerodynamik, Flugmechanik und Missionsprofil abgeleitet. Anschließend wurde ein MDO Verfahren entwickelt, welches die Abhängigkeiten dieser verschiedenen Teilgebiete verknüpft. Dazu besteht das Verfahren aus einzelnen Modulen die in einer PYTHON Umgebung zusammengefügt werden und somit ein vollständig automatisierten Prozessablauf ermöglichen. Die Module bestehen sowohl aus kommerziellen als auch selbstentwickelten Programmteilen. Bisher in das MDO Verfahren integrierte Module sind die parametrisierte Geometrieerzeugung, Massen- und Schwerpunktsbestimmung, 3D-Raumnetzgenerierung, aerodynamische Strömungslösung mittels DLR TAU-Code, Triebwerks-, Kraft- und Trimmanalyse sowie Zielfunktionsbestimmung. Das MDO Verfahren kann über die Optimierungssoftware SYNAPSPINTER PRO aufgerufen werden, welche verschiedene Optimierungsstrategien zur Verfügung stellt.

STAB

Ergebnis:

Das Verfahren wurde erfolgreich an einer 1-Punkt Optimierung mit 13 geometrischen Designparametern unter Reiseflugbedingungen ($M = 6.0$) getestet. Als Zielfunktion wurde die Reichweite nach Breguet gewählt, welche zusätzlich mit einem von vorgegebenen Randbedingungen abhängigen Faktor multipliziert wird. Zu diesen Randbedingungen gehören der in das Triebwerk einströmende Luftmassenstrom, die resultierende Kraft in Flugrichtung, die Gesamtmasse sowie die Differenz zwischen Schwer- und Druckpunkt. Als Optimierer wurde das SUBPLEX Verfahren gewählt.

Die Ergebnisse zeigen eine Erhöhung der Reiseflugreichweite um 10%, welche einerseits durch ein gesteigertes L/D und andererseits durch bessere Massenverhältnisse interpretiert werden kann.

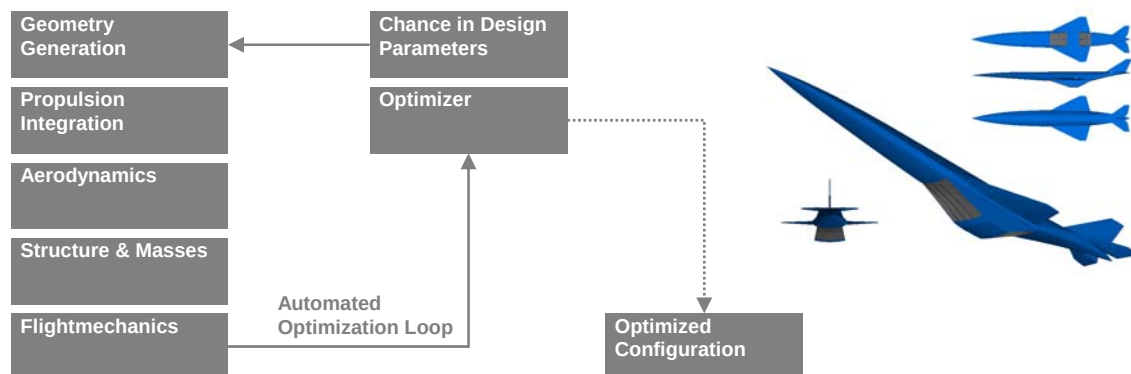


Abb. 1: Optimierungsschleife und Referenzkonfiguration

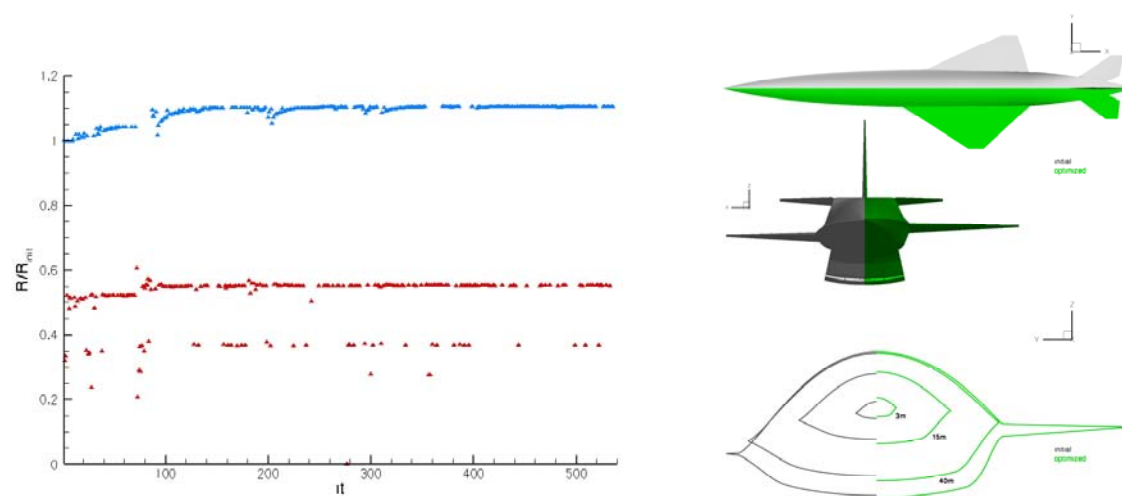


Abb. 3: Verlauf und Ergebnis der 1-Punkt Optimierung im Reiseflug bei $M=6$

Weiteres Vorgehen:

Im Moment wird der MDO Prozess um den $M = 1.3$ Punkt erweitert, so dass nun auch die Transschall-Eigenschaften in die Zielfunktion einfließen. Parallel wird an der Integrierung eines Strukturmodells auf NASTRAN Basis gearbeitet.

Literatur:

- [1] R.E. Morris, G.D. Brewer: *Hypersonic Cruise Aircraft Propulsion Integration Study Volume I/II*, NASA Contractor Report CR-158926-1, 1979
- [2] J.C. Ellison: *Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Hypersonic Transport Model at Mach Numbers to 6*, NASA Technical Note D-6191, 1971

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Th. Eggers

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 05 31 295 2436

Telefax: 05 31 295 2320

e-mail: Thino.Eggers@dlr.de

Weitere Partner:

Andreas Koch, Sven Lorenz, Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig

Marcus Hörschgen, John Turner, Mobile Raketenbasis, DLR Oberpfaffenhofen

Thema:

Aerodynamische Auslegung des SEFEX II Flugexperimentes

Ausgangssituation:

Die Geometrie des Flugexperimentes ist aufgrund vorangegangener Vorentwurfsstudien eingefroren. Es wird ein aerodynamischer Datensatz benötigt, der die flugmechanische Auslegung und den Entwurf eines Reglers für den Wiedereintritt ermöglicht.

Ziel:

Der SHEFEX II Wiedereintritt wird bei Machzahlen von $11 < Ma < 7$ durchgeführt. Die untersuchte Konfiguration besitzt vier unabhängig steuerbare Canards (**Fig. 1**), die es erlauben sollen, einfache Manöver zu fliegen und eine definierte Fluglage zu halten. Dieses erfordert einen aerodynamischen Datensatz, der auch den Entwurf einer Flugregelung ermöglicht.

Lösungsweg:

Mit dem DLR TAU-Code (Euler) wurden umfangreiche Rechnungen bei $6 < Ma < 12$, $-10^\circ < \alpha < 10^\circ$ und Canardauschlägen von $\eta = 0^\circ, 2.5^\circ, 5^\circ, 7.5^\circ, 10^\circ$ durchgeführt (**Fig. 2**). Der gegenwärtige Datensatz erfasst etwa 1000 Betriebspunkte. Besonderer Wert wurde im Rahmen einer Netzfeinheitsstudie auf die Genauigkeit der aerodynamischen Beiwerte gelegt.

Ergebnis:

Der momentane Status des Datensatzes erlaubt bereits die Berechnung von Canardwirksamkeiten zur Reglerauslegung im gesamten Flugbereich.

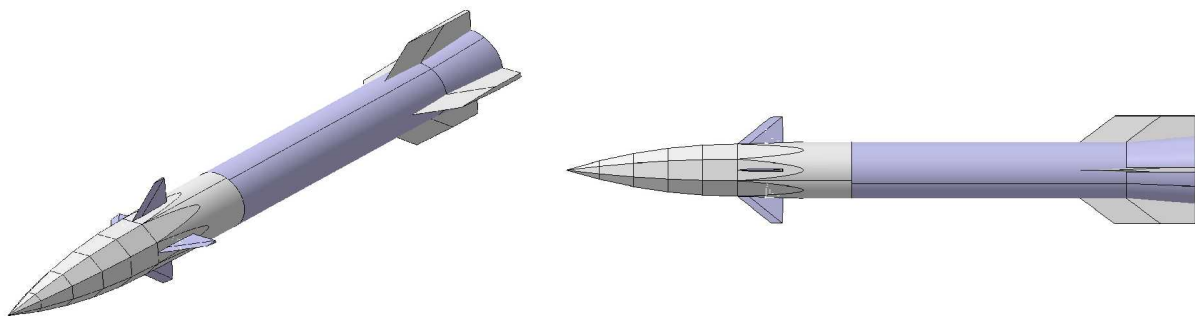


Fig. 1: SHEFEX II Wiedereintrittskonfiguration

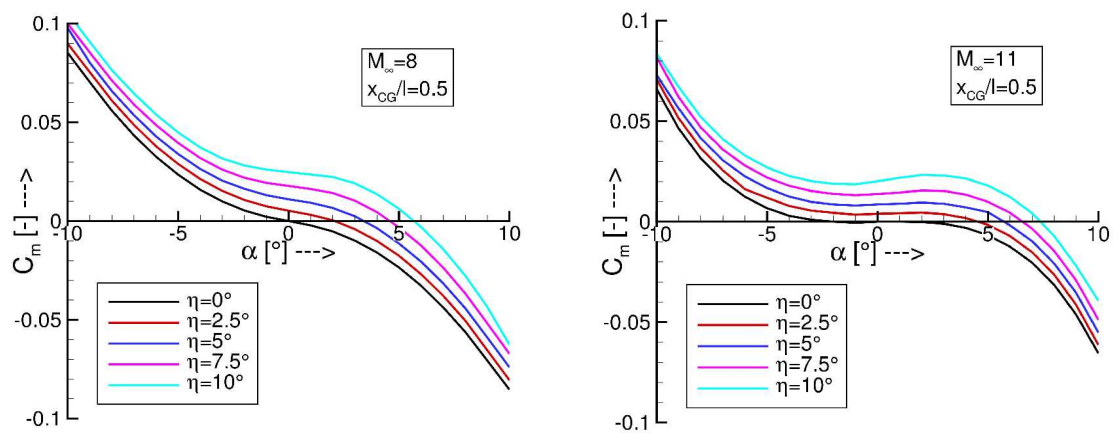


Fig. 2: Einfluss von Ma und η auf Trimmbarkeit und Längsstabilität

Weiteres Vorgehen:

Da die vier Canards unabhängig voneinander ansteuerbar sind und ihre Wirksamkeiten von Machzahl, Anstellwinkel, Schiebewinkel und Rollwinkel abhängen, wird in Zusammenarbeit mit den Partnern zurzeit an einer Strategie gearbeitet, dieses im Rahmen der Reglerauslegung in hinreichendem Maße zu berücksichtigen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. C. Fischer, Dipl.-Ing. T. Neuenhahn
Prof. Dr.-Ing. H. Olivier

Institution: RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse: Templergraben 55
52056 Aachen

Telefon: 0241/8026401
Telefax: 0241/8888175
e-mail: fischer@swl.rwth-aachen.de

Thema:

Untersuchung der Innenströmung eines SCRAMJET-Antriebes bei erhöhten Wandtemperaturen

Ausgangssituation:

Am Stoßwellenlabor finden seit vielen Jahren Versuche mit aufgeheizten Rampenmodellen im Hyperschallkanal TH2 statt [1], [2]. Das Strömungsverhalten wird dabei bei Anströmbedingungen mit Ruhetemperaturen von 1500 K bis 3640 K und Machzahlen von $Ma = 6,8$ bis $Ma = 7,7$ untersucht.

Im Rahmen des Graduiertenkollegs 1095/1 „Aero-thermodynamische Auslegung eines SCRAMJET-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme“ wurde ein Einlaufmodell inklusive Isolator gefertigt, dass mit Hilfe einer Widerstandheizung auf eine Oberflächentemperatur von 1000 K aufgeheizt werden kann. In der ersten Projektphase wurde zunächst die Außenverdichtung auf den beiden Einlauframpen experimentell und numerisch untersucht [3], [4], [5]. Dem folgt nun die Untersuchung der Innenverdichtung.

Das Strömungsfeld im Isolator wird maßgeblich von den vorhandenen Grenzschichten an den benetzten Wänden und deren mögliche Ablösung bestimmt. Bisherige Untersuchungen an Isolatoren [6], [7] zeigen den Einfluss der Grenzschichtbeschaffenheit auf die Isolatorströmung. Ablösungen verändern die Lage und Ausprägung der Stöße und damit die benötigte Isolatorlänge, den erzielbaren Druckanstieg und das mögliche Auftreten eines Unstarts. Eine Aufdickung der Grenzschicht beim Eintritt in den Isolator führt zu einer Verringerung des erzielbaren Druckanstiegs ohne Störung der Einlaufströmung.

Da sich bei einem Hyperschallflug die Strömungsoberflächen aufheizen und die Wandtemperatur einen großen Einfluss auf die Grenzschichtgrößen hat, muss dieser Wandtemperatureinfluss bei der Auslegung eines SCRAMJET-Triebwerks berücksichtigt werden. In den bisherigen Untersuchungen von Isolatoren wurde dieser Effekt der erhöhten Wandtemperatur noch nicht untersucht.

Ziel:

Ziel der aktuellen Arbeit ist die Charakterisierung der Isolatorströmung bei verschiedenen Anströmbedingungen und verschiedenen erhöhten Wandtemperaturen. Im Mittelpunkt stehen dabei insbesondere die Wechselwirkung zwischen dem von der Lippe ausgehenden Verdichtungsstoß mit der von ihm verursachten Ablöseblase sowie der durch den Brennkammergegendruck hervorgerufene Shock Train.

Der Isolator wird dabei als Teil des Gesamtsystems SCRAMJET betrachtet, wobei die in die Innenverdichtung eintretende Strömung aus der ersten Projektphase durch experimentelle und numerische Daten bekannt ist.

Lösungsweg:

Parallel zu den Versuchen im Hyperschall-Kanal TH2 finden numerische Simulationen mit dem kommerziellen unstrukturierten Code CFX statt, die hier gezeigt werden sollen. Als Randbedingung für den Einlauf wird dabei auf vorhandene Ergebnisse von Rechnungen der Außenverdichtung zurückgegriffen [8].

Ergebnis:

In Abbildung 1 zeigt das Ergebnis einer numerischen Simulation der Wechselwirkung des Lippenstoßes mit der Rampengrenzschicht. Das Einlaufprofil wurde aus einer vorhandenen Rechnung der Außenverdichtung auf den Rampen gewonnen. Die Wandtemperatur beträgt 300 K.

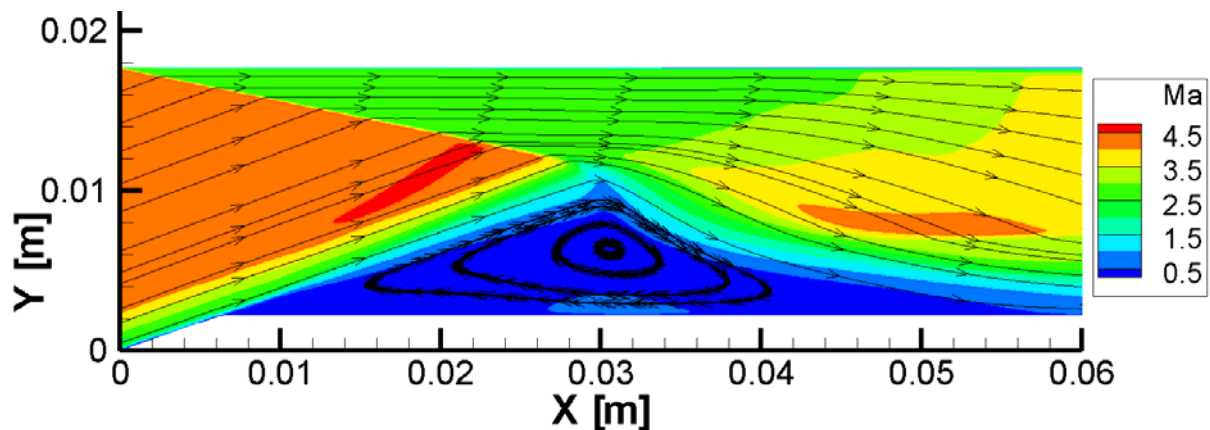


Abbildung 1: CFD Simulation des vorderen Bereichs des Isolators mit Machkonturen und Stromlinien.

Literatur:

- [1] Olivier, H., Habermann, M.; Bleilebens, M.: (1999) Use of shock tunnels for hypersonic propulsion testing. 35th AIAA Joint Propulsion Conf., Los Angeles, Juni 1999, AIAA Paper 99-2447
- [2] Bleilebens, M.; Olivier, H.: On the influence of elevated surface temperatures on hypersonic shock wave/boundary layer interaction at a heated ramp model. Shock Waves, Vol. 15, No. 5, 2006, S. 301-312
- [3] Neuenhahn, T.; Olivier, H.: Influence of the wall temperature and the entropy layer effects on the double wedge shock boundary layer interactions. AIAA Paper 2006-8136, 14th AIAA/AHI Space Planes Conference and Hypersonic Systems Conference, Canberra 2006
- [4] Neuenhahn, T.; Olivier, H.: Numerical study of wall temperature and entropy layer effects on transitional double wedge shock wave/boundary layer interactions. 26th International Symposium on Shock Waves, Göttingen, 2007
- [5] Neuenhahn, T., Olivier, H.: Influence of temperature effects on the shock wave/boundary layer interaction of a SCRAMJET-inlet, DLRK 2008, Darmstadt, 2008
- [6] Waltrup, P.J.; Billig, F.S.: Structure of shock waves in cylindrical ducts. AIAA J. Vol. 11, No. 10, 1973, S.1404-1408
- [7] Emami, S.; Trexler, C.A.; Auslender, A.H.; Weidner, J.P.: Experimental investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4. NASA Technical Paper 3502, 1995
- [8] Peters A.: Numerische Untersuchung der Wandtemperatur- und Entropy-Layer-Einflüsse auf transitionelle Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen an der Doppelrampe im Hyperschall. Diplomarbeit am Stoßwellenlabor der RWTH Aachen, 2007

weiteres Vorgehen:

In weiteren Simulationen soll der Einfluss der Wandtemperatur und der Lippenposition auf das Strömungsfeld untersucht werden. Für die Einlaufbedingungen stehen Ergebnisse mit verschiedenen Anströmbedingungen, Wandtemperaturen und Vorderkantenradien zur Verfügung.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Martin Grabe, 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

weitere Partner: Prof. Fasoulas, TU Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik

Thema: Numerical Simulation of Nozzle Flow into High Vacuum Using Kinetic and Continuum Approaches

Ausgangssituation:

The experimental investigation of small satellite thruster plumes is an important area of research in the Spacecraft Section of the DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology and the unique DLR High-Vacuum Plume Test Facility (STG) allows for investigation of plume expansion under space-like conditions. However, suitable numerical methods to support the experiments are not readily available, as the common Navier-Stokes solvers may only be applied to the dense, near-isentropic core of the flow, while the non-equilibrium regime of the plume expansion has to be treated by kinetic methods such as Direct Simulation Monte Carlo (DSMC). Solving the whole of the nozzle flow with the DSMC method is however prohibitively inefficient.

Ziel:

A cold, low-pressure nitrogen nozzle flow (reservoir conditions: $T_0 = 300$ K, $p_0 = 0.5$ bar) is to be numerically reproduced and compared to available experimental data. In order to obtain a solution of the whole nozzle flowfield, the efficiency of Navier-Stokes solvers is to be exploited where applicable, supplying the boundary conditions for a DSMC solver. The hypersonic character of the flow suggests to attempt a pure downstream coupling. The validity of this approach is to be verified.

Lösungsweg:

A number of continuum breakdown parameters, signalling a validity limit for the Navier-Stokes equations, are suggested in the literature. They are considerably deviating regarding their derivation and limit value and thus need to be reviewed in the context of the expanding flow under investigation.

The DLR Finite-Volume Navier-Stokes solver TAU is used to initially calculate the flow field in- and outside of the nozzle with quite low farfield densities in the order of 10^{-7} kg/m³. The validity limit of this solution is found by applying a previously identified continuum breakdown criterion. Along this interface, the inflow boundary conditions for the DSMC implementation "LasVegas" [1] are extracted. The downstream domain is then recalculated with the DSMC procedure to accurately capture the plume expansion and non-equilibrium effects.

Ergebnis:

Large gradients in the shear layer cause the continuum breakdown parameters to signal non-equilibrium in the whole (thick) boundary layer, up to the nozzle throat. More than 80% of the coupling interface is thus nearly parallel to the flow direction. In a molecular picture, this means significant backflow of particles into the continuum domain (Figure 1), hence the assumption of uni-directional transport of information is violated, which becomes manifest in an unphysical density jump across the coupling interface. A pure downstream coupling is thus not applicable to this kind of flow.

This deficiency however appears not to have a significant impact on the flowfield far downstream of the nozzle exit plane, as is illustrated in Figure 2.

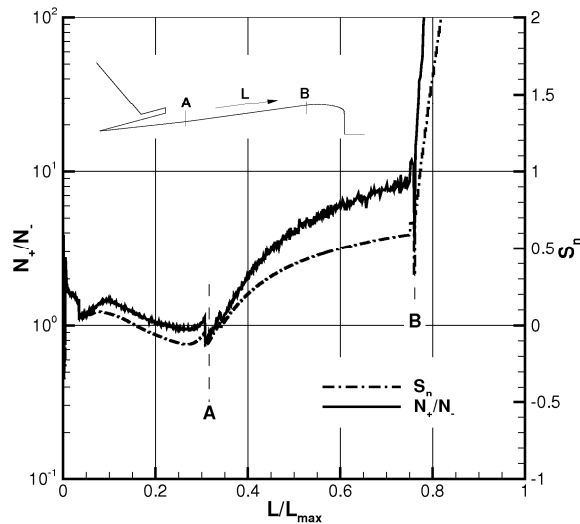


Figure 1 – Ratio N_+/N_- of particles entering/leaving the DSMC domain through the inflow boundary (length L); comparison to molecular Mach number S_n perpendicular to the inflow boundary.

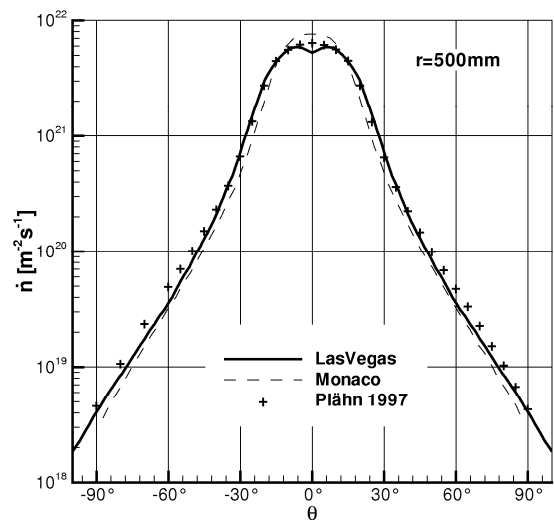


Figure 2 – Angular profile of particle flux at 0.5 m from the nozzle exit plane; comparison of results to previous DSMC calculations (Monaco, [3]) and experimental data [2].

Literatur:

- [1] Laux, M.: Direkte Simulation verdünnter, reagierender Strömungen. PhD thesis, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, 1996.
- [2] Plähn, K.: Experimentelle Untersuchung und Modellierung von Abgasstrahlen aus Kleintriebwerken in der Kryo-Vakuum-Anlage STG. PhD thesis, Universität Hannover, 1999.
- [3] Rosenhauer, M.: Kopplung von Navier-Stokes- und Direktsimulationsverfahren in Düsenfreistrahlen. PhD thesis, RWTH Aachen, 2002.

weiteres Vorgehen:

The development of hybrid continuum/DSMC methods remains an active field of research, since coupling to Navier-Stokes solvers poses difficulties due to the stochastic nature of the DSMC algorithm. A flexible 3D, state-of-the-art DSMC solver is currently developed, bearing in mind possible coupling approaches to the DLR TAU code.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung, Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dirk Heitmann

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 391-2980

Telefax: 0531 391-5952

e-mail: d-h.heitmann@tu-bs.de

weitere Partner: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Thema: Untersuchung der Transition im Hyperschall unter Verwendung kontrollierter Störungen

Ausgangssituation: Die Kenntnis bzw. Vorhersage der Transition ist im Hyperschall von fundamentaler Bedeutung. In turbulenter Strömung ist beispielsweise der Wärmeübergang gegenüber dem laminaren Bereich stark erhöht. Die genaue Kenntnis der Transitionslage kann somit z.B. die Optimierung des Hitzeschutzes bei Wiedereintrittskörpern ermöglichen. Trotz jahrzehntelanger Forschung auf diesem Gebiet gibt es bislang kein Modell, welches die einzelnen Schritte auf dem Weg zur Turbulenz physikalisch beschreibt. Im Unterschall hat die Arbeit von Schubauer und Klebanoff [1] einen großen Beitrag zum Verständnis der Transition und der verursachenden Grenzschichtinstabilitäten geliefert. Dies wurde durch die Anwendung kontrollierter Störungen erreicht. Ein solches Vorgehen ist auch für den Hyperschall wünschenswert. Hier wird das Vorgehen allerdings durch die Natur der Grenzschichtinstabilitäten erschwert. Ab Mach 2,2 treten auf Grund von Kompressibilitätseffekten neben den Tollmien-Schlichting Wellen weitere Instabilitäten auf. Diese sogenannten Mack-Moden [2] weisen angefachte Frequenzen im hohen kHz-Bereich auf, so dass eine künstliche Anregung auf mechanischem Wege kaum realisierbar ist.

Ziel: In dieser Arbeit sollen kontrollierte Störungen in die Strömung eingebracht werden und deren Ausbreitung untersucht werden. Nach der Festlegung der Parameter der Störung (Form, Amplitude) sollen sowohl Frequenz als auch Reynoldszahl variiert werden und abhängig davon Anfachungsraten gemessen werden.

Lösungsweg: Da eine Anregung der Mack-Moden mechanisch nur schwer möglich ist, erfolgt die Anregung auf optischem Wege. Dazu werden die Strahlen von zwei Doppelpuls-Lasern kombiniert und ein Wellenpaket bestehend aus vier Pulsen erzeugt. Somit können Wellenpakete mit nahezu beliebiger Frequenz und Amplitude in die Strömung eingebracht werden. In der Literatur findet sich lediglich ein vergleichbares Störgerät [3], welches auf einer elektrischen Entladung basiert. Gegenüber dieser Störmethode weist die optische Methode die zusätzlichen Vorteile auf, dass die Form der Störung und die Störposition leicht einstellbar ist. Die Methode ist allerdings auf die Erzeugung kleiner Wellenpakete von nur vier Pulsen beschränkt.

Zunächst müssen die Strahlgänge der Laser kombiniert werden. Des Weiteren muss die Leistung der Laser synchronisiert werden. Dies ist erforderlich um sicherzustellen, dass die Pulse des Wellenpaketes identisch sind. Zudem muss eine Untersuchung der Strahleigenschaften, z.B. Energiestabilität, erfolgen.

STAB

Ergebnis: Die Zusammenführung der Strahlen kann mittels eines dielektrischen Polarisators im Brewster Winkel erfolgen, siehe

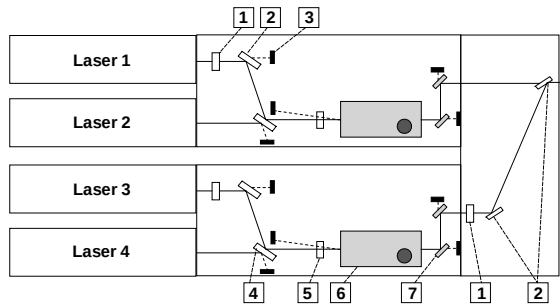


Abbildung 2: 4 Puls Laser (1, $\lambda/2$ -Verzögerungsplatte; 2, $R_{\max}$ Spiegel bei 1064 nm; 3, Strahlfalle; 4, Dielektrischer Polarisator; 5, $\lambda/4$ -Verzögerungsplatte; 6, Frequenzverdoppler; 7, Teildurchlässiger Spiegel)

im Brewster Winkel erfolgen, siehe Abbildung 1. Die Untersuchung der Strahleigenschaften wurde bereits durchgeführt. Das wichtigste Ergebnis hiervon ist die Energiestabilität, welche im Bereich 5-7,5% liegt. Erste Versuche der Anwendung der Störmethode wurden bereits durchgeführt, siehe [4]. Hierbei wurden Form der Störung (punkt- oder linienförmig fokussiert) und die Pulsenergie variiert. Bei diesen Untersuchungen wurde bereits die Rezeptivität der Grenzschicht auf die Störungen gezeigt. Abbildung 2 zeigt ein

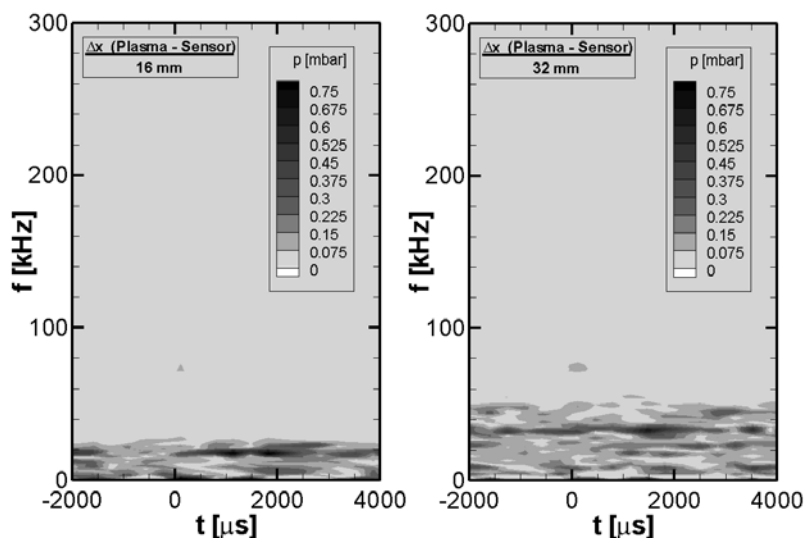


Abbildung 1: Zeit-Frequenz Ebenen bei einer Störung durch ein 4-Puls-Wellenpaket (Linienförmig fokussiert, $f = 70\text{kHz}$, $E = 50\text{mJ/Puls}$)

Beispiel dieser Voruntersuchungen. Es sind Zeit-Frequenz Ebenen der Störung an zwei Positionen stromab der Störung gezeigt. Sie wurden mit PCB M131A32 Drucksensoren gemessen und mittels einer gefensterten Fourier Transformation bestimmt. Die Störung bestand aus einer linienförmig fokussierten 4-Puls Störung mit einer Frequenz von 70kHz. Die Festlegung dieser Parameter für die Störung erfolgte nach der

Messung der Grenzschichtinstabilitäten bei natürlicher Transition, siehe [5]. Die Messposition 16mm stromab von der Störung zeigt einen schwachen Peak bei 70kHz, welcher kurzzeitig über den Sensor konvektiert. Weitere 16mm stromab hat sich die Amplitude leicht verstärkt, was die Anfachung der künstlichen Störung zeigt. Im Folgenden sind Versuche mit Variation der Störparameter und der Reynoldszahl geplant, um abhängig hiervon Anfachungsraten zu bestimmen.

Literatur:

- [1] Schubauer, Klebanoff: Contributions on the mechanics of boundary-layer transition, NACA TR 1289, 1969.
- [2] Mack, L. M.: Boundary Layer Linear Stability Theory, Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD Rept. 709, March 1984, pp. 379-409.
- [3] A. D. Kosinov, A.A. Maslov, S. G. Shevelkov: Experiments on the stability of supersonic boundary layers, J. Fluid Mech., Vol. 219, pp. 621-633, 1990.
- [4] Dirk Heitmann, Christian J. Kähler, Rolf Radespiel: Installation of a System for Laser-Generated Perturbations in Hypersonic Flow, Paper number: 1172, 14th Int. Symp. on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 07-10 July, 2008.
- [5] Rödiger, T.; Heitmann, D.; Knauss, H.; Smorodsky, B.V.; Bountin, D.A.; Maslov, A.A.; Radespiel, R.; Krämer, E.; Hypersonic instability waves measured on a flat plate at Mach 6, 14th International Conference on Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2008), Novosibirsk, Russia, 2008.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Markus Korfanty, Jose Longo

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Raumfahrzeug

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-2643
e-mail: Jose.Longo@dlr.de

Weitere Partner: Universität Stuttgart, Institute für Raumfahrtssystem

Thema: CFD based Dynamic Analysis of Atmospheric Re-Entry Vehicles

Ausgangssituation:

Atmospheric re-entry vehicles like capsules or non-winged lifting-bodies show poor aerodynamic performance. The knowledge of the dynamic response of the vehicle due to perturbations and/or control surface deflections is of major importance, a challenge which is even more severe since these vehicles are exposed to large flight trajectories including strongly varying flight conditions. Today current designs of re-entry vehicles are calling for flight path with up to 70deg angle of attack. Harmonic force oscillation at that attitude condition may stall the vehicle, presenting areas of massive flow separation and exposing the vehicle to oscillations of large amplitudes which creates complicated flow-field patterns including oscillating separation bubbles or regions alternating between flow-separation and flow-reattachment. Such flow features put in evidence that for the prediction of dynamic derivatives at huge angle of attack, a methodology like the force oscillation which hardly rely in the assumption of linearization of the problem need to be reviewed since under the here investigated flow conditions this last is a hypothesis difficult to support.

Ziel:

The applicability of the Chimera-Technique for supersonic and hypersonic flows considering rigid body motion as contribution to a wider effort towards the simulation of vehicle fly-control at transonic, supersonic and hypersonic flow conditions.

Lösungsweg:

To remove the linear restriction on the prediction of dynamic derivatives for re-entry vehicles by means of the force oscillation approach, here is presented a strategy based on the DLR CFD-TAU code with integrated flight mechanics equations in combination with a novel Chimera-Technique. The advantages of this approach are: (i) simulation of arbitrary vehicle motion; (ii) direct determination of dynamic derivatives; (iii) simulation of flight conditions in terms of Mach and Reynolds numbers. Indeed, this new multi-disciplinary approach, involving computational fluid dynamics and flight mechanics allows a direct dynamic analysis of flying vehicles.

Datum: April 2009

STAB

Ergebnis:

A 2d inviscid $M_\infty = 20$ flow over a 40° ramp is selected to assess the ability of the new scheme to transmit an oblique shock through a mesh boundary without reflection. Resulting pressure contours are shown in Fig. 1. It can be assessed that the reflection observed for the linearly interpolated solution (left) was eliminated by the new extrapolating method (right). In both cases a similar grid resolution is used.

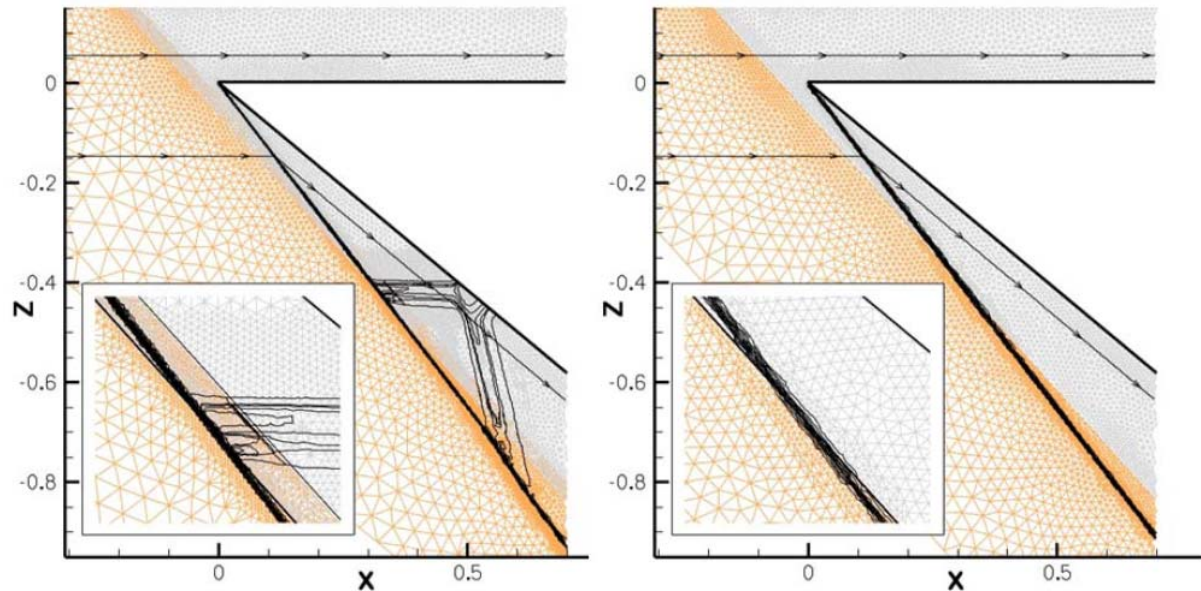


Figure 1: Ma contour resulting with the old (left) and the new (right) Chimera technique.

Literatur:

Korfanty, M., Longo, J.M.A.
CFD Based Dynamic Analysis of Atmospheric Re-entry Vehicles.
Proceedings of the 2nd International ARA Days – 10 Years After ARD, paper AA-3-2008-14,
Arcachon, France, October 2008.

Weiteres Vorgehen:

Apply the combined Navier-Stokes solver with the integrated flight mechanic equations and the new chimera strategy for the prediction of dynamic derivatives.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Andreas Mack

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

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 3321
e-mail: andreas.mack@dlr.de

Weitere Partner: Volker Hannemann, DLR Göttingen

Thema: CFD Validation for CO₂ Reentry Applications

Ausgangssituation:

In the past the majority of the applications focused on reentries into the earth's atmosphere including air flow in thermal and chemical non equilibrium. With the increasing interest in capsule-type descent modules of missions to Mars the modeling of the Martian atmosphere consisting of 97% carbon dioxide and 3% nitrogen became a task. The thermodynamic properties of the carbon related species, the reaction rates within the chemical kinetics as well as the transport properties for the new species has to be taken into account. Whereas most of the improvements towards a state of the art model for the Martian atmosphere was done by adding chemical and thermodynamic properties of the involved species and reactions, a multi component diffusion model is available from an ESA-TRP work [1]. As a simple test case the front part of an axis symmetric vehicle at supersonic speed is chosen similar to the EXOMARS configuration. The free stream conditions are related to free flight, which leads to a region behind the shock dominated by the chemical kinetics and a boundary layer, where the modeling of the transport coefficients becomes more important.

Ziel:

For reentries into CO₂ atmosphere the numerical modelling has to be extended and validated in order to obtain accurate heatflux predictions. For this purpose, different wind tunnel experiments in a wide range of flow conditions including reacting and nonreacting flow, laminar and turbulent boundary layer and angle of attack have been investigated by means of CFD with the DLR TAU-code and compared with experimental results.

Lösungsweg:

In the present work, for code validation by experimental data, typical Mars reentry probes were analysed at Re numbers between 8 and $15 \cdot 10^6$ 1/ft. In nonreacting flow (nitrogen), different one and two equation turbulence models and laminar boundary conditions were applied and compared with the experimental data in axisymmetric flows. Thermochemical modeling is investigated in pure CO₂ atmosphere.

Ergebnis:

The testcases were chosen according to the typical reentry applications particularly for Martian probes. Beside 2D tests in pure nitrogen in the AEDC facility [2], numerical rebuilding of the T5 [3] were performed to cover the full range of flow conditions over laminar to fully turbulent as well chemically reacting flow.

The flow topology in perfect gas flow (AEDC run 3030) typically indicates a large shock-standoff (Figure 1). All turbulence models show a quasi laminar heatflux in the stagnation region, turbulence develops quite slowly along the boundary layer (Figure 2). The two equation turbulence models show an earlier increase in heatflux compared with the one equation models. The kw model shows the earliest increase in heatflux, TNT and SST indicate a

slightly delayed production of turbulence. The SAE model shows a very late production of turbulence, which is in disagreement with the experimental data. The location of the heatflux increase is predicted best by the SA model, whereas the heatflux level close to the shoulders is better predicted by the 2-equation models.

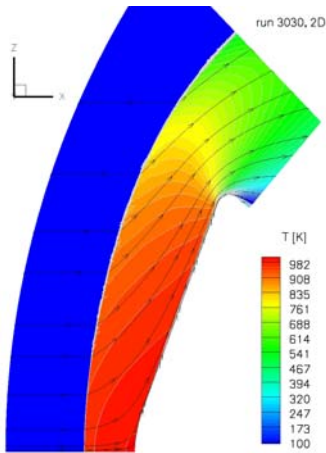


Figure 1: Flow topology 2D AEDC run 3030

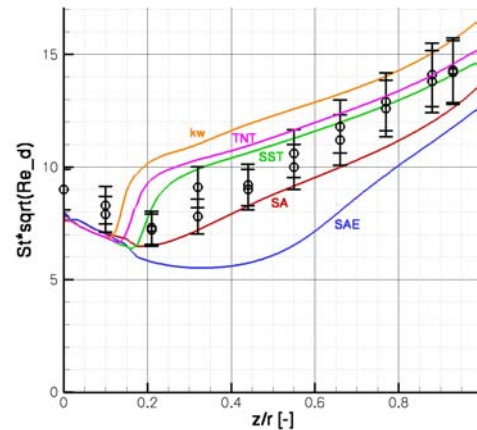


Figure 2: Experimental and numerical heatfluxes for different turbulence models for AEDC run 3030

For the T5 testcase 2256 in CO₂ atmosphere, the flow topology is shown in Figure 3. The flow is considered laminar due to the low Reynolds number. The relative shock standoff distance is higher than with the AEDC tests. The surface wall heatflux at fully catalytic wall boundary conditions agrees well with the experimental data which indicates a good numerical rebuilding of the thermochemical processes in the flowfield (Figure 4).

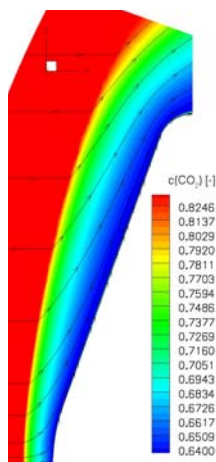


Figure 3: Flow topology by CO₂ concentration T5 run 2256

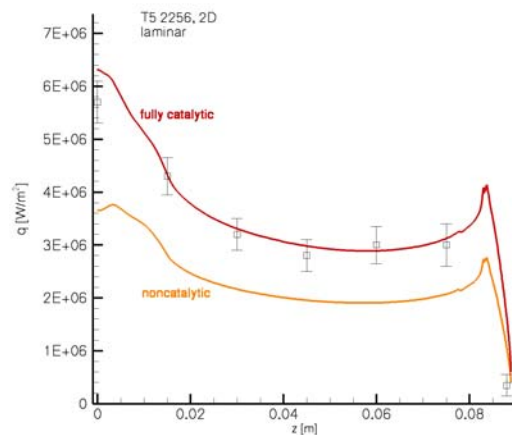


Figure 4: Experimental and numerical heatfluxes non- and fully catalytic wall for T5 run 2256

Literatur:

- [1] Hannemann, V: Report on the modelling in TAU; ESA-TRP CFD Validation in CO₂ Environment, 2008
- [2] Hollis, B.R.: Turbulent Aeroheating Testing of Mars Science Laboratory Entry Vehicle in Perfect-Gas Nitrogen, AIAA 2007-1208, 2007
- [3] Wright, M.J., Olejniczak, J., Brown, J.L., Hornung, H.G., Edquist, K.T.: Computational Modeling of T5 Laminar and Turbulent Heating Data on Blunt Cones, Part 2: Mars Applications, AIAA 2005-177, 2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann, Silvia Strom, Jose Longo

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Raumfahrzeug

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3319
e-mail: bodo.reimann@dlr.de

Weitere Partner: Universität Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik

Thema: Elevon-Elevon Gap Flow Impingement

Ausgangssituation:

The DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology has realized a feasibility study for a Moon sample return mission comprising in particular a super orbital Earth re-entry with or w/o aerobraking. The space tug vehicle comprises a lunar polar-orbit satellite for relay communications and potential remote scientific investigations; a Moon lander with a rover for surface automatic research and a lunar ascent stage module for transportation of probes from the Moon surface to a low lunar orbit; finally a return spacecraft for transportation of the probes to Earth designated as RFMEX (Return Flight Moon Experiment). Such re-entry vehicle will transfer the lunar samples to the Earth demonstrating a gliding atmospheric re-entry.

Ziel:

The potential to perform an aerobraking manoeuvre with an aerodynamic controlled vehicle is investigated.

Lösungsweg:

Experimental and numerical investigations are carried out in the high-speed Ludwig tube facility of the University of Braunschweig for a cold hypersonic Mach number $M=6$ corresponding to a flight altitude of 40km:

Ergebnis:

All results are obtained for a constant angle of attack of 45deg and 20deg flap deflection angle. By using a Plexiglas model, a high-speed infrared system and a high speed Schlieren camera, infrared mapping and heat transfer rates of the complete surface of the vehicle and flow field visualizations were obtained. In support of the experimental study, numerical solutions were obtained by means of the TAU code of the DLR. Due to the strong complexity of the flow problem a previous exercise to select the most reliable turbulence models is reviewed using generic shapes. Such exercise reflects that only few of the existing turbulence models provide reasonable answers in hypersonic. The analysis of the experimental and numerical results displays a complex

Datum: April 2009

STAB

unsteady flow topology at the control surfaces, with severe hot points resulting from shock-shock interaction, shock-boundary layer interaction and jet flow in the gap between the flaps. The resulting jet impingement at the flaps results in heat fluxes which largely surpass the stagnation point heat flux. Such situation becomes more severe as the flow evolves from almost laminar for the low Reynolds number case to transitional at the flaps for the high Reynolds number case. It turns out aerobraking maneuvers with aerodynamic controlled vehicles should be carefully designed as larger body-flap deflections and larger flight Reynolds numbers change the control surface system of shocks from Edney-Type VI to Type V. The shock system turns out highly unstable, jumping suddenly upstream, and leading to a hysteresis motion associated with a massive flow separation on the windward side of the vehicle and hence jeopardizing the whole mission. While the data put in evidence the weakness associated with experimental and numerical prediction methods, they show once more the great potential that coordinated numerical and experimental work can have in the understanding of extremely complex flow topologies. Further, with the present study non-intrusive measurement techniques (optical techniques) have shown their huge potential to capture major features of such complicated flows. Finally, from the numerical point of view such flows should be computed in the future only as unsteady while laminar-turbulent transition continues to be a modelling issue.



Figure 1: RFMEX windtunnel model

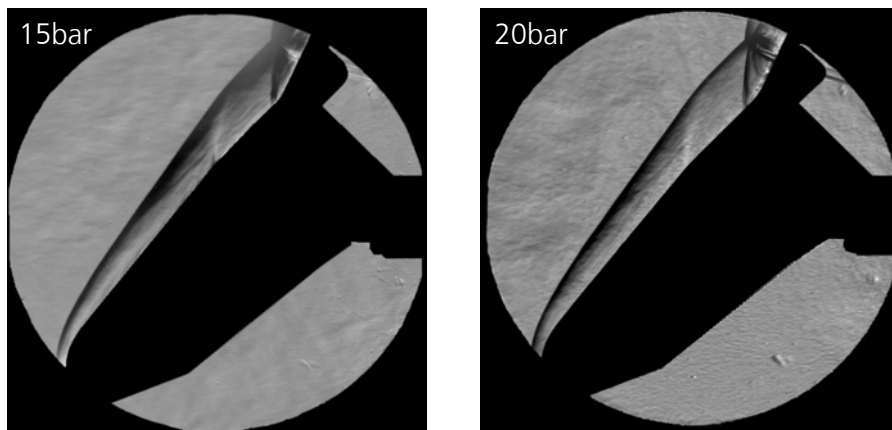


Figure2: Schlieren pictures of the RFMEX in HLB at condition with 15 and 20bar tube pressure.

Literatur:

- [1] Longo, J. M. A, Reimann, B., Strom, S., Radespiel, R., Esdorf, M, Wolf, T.: *Elevon-Elevon Gap Flow Impingement*. The 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Versailles, France, 2008.

Weiteres Vorgehen:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann, Jan Martinez Schramm, Andreas Hoffie

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Raumfahrzeuge

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3319
e-mail: bodo.reimann@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Aerodynamic study of a generic flap configuration with gap in HEG

Ausgangssituation:

In preparation of the flight of the European **eXPE**riental **Re**-entry **T**estbed (EXPERT) the German Aerospace Center (DLR) carried out a number of experimental and numerical investigations for a generic flap configuration to improve the understanding regarding flap efficiency and heating.

Ziel:

Within the framework of EXPERT the DLR participates on the open flap payload 5 to improve the understanding regarding flap efficiency and heating. The major interest was to investigate strong viscous interaction effects, transitional flow behaviour and the effect of high temperature reacting flow. In preparation of the flight experimental and numerical investigations of these effects have been carried out.

Lösungsweg:

For this study a simplified geometry with a cylindrical nose followed by a ramp with embedded open flap has been used. In contradiction to the real EXPERT capsule the generic model offers the possibility to open the flap gap to measure gap heating. Fig. 1 shows a comparison of the geometry of the EXPERT capsule and the investigated generic model.

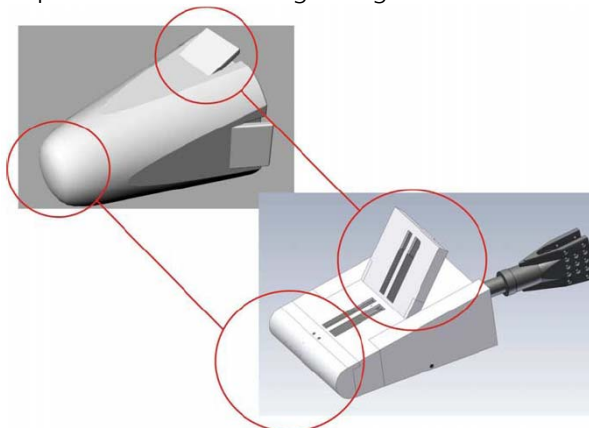


Figure 1: EXPERT capsule and generic model.

Datum: April 2009

STAB

Ergebnis:

Experiments in HEG have been carried out for a generic wind tunnel model, which has been developed to create a similar flow which the EXPERT vehicle will experience during re-entry. The generic model could be designed as such that the maximal control surface area of the steering flap could be realized for HEG, which is approximately half the area of the flight configuration. With the model it was possible to measure surface pressure and surface heat flux with an open and closed gap between the model and the flap.

The experimental results for HEG condition III for FdA of 20° at AoA of 0° show that an open gap reduces the size of the separation bubble in the hinge line drastically, e.g. it is not measurable in the experiments any more. This result has been confirmed by the numerical rebuilding of these two cases.

The surface heat flux measured on the flap at FdA of 20° for the closed gap configuration (with separation) show, when compared to the numerical results, that the reattachment on the surface is not purely laminar but rather in a state between laminar and fully turbulent.

Comparing the experimental results for Fad of 20° and 30° for an open gap, the separation establishes again for 30° Fad . This result has not been reproduced by the numerical rebuilding, and further investigation is required to identify the cause.

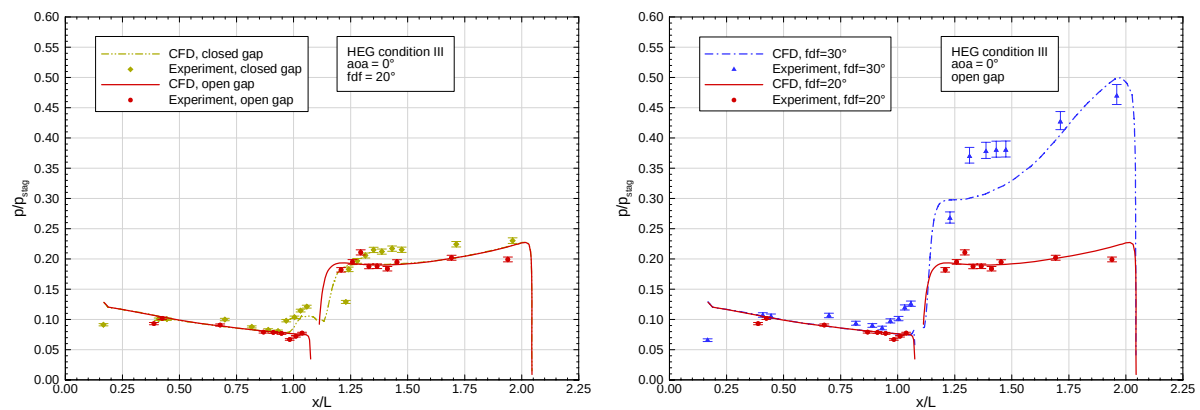


Figure 2: Pressure distribution for the configuration with 20° flap deflection with open and closed gap (left), and for the open gap configuration with 20° and 30° flap deflection angle (right)

Literatur:

- [1] Martinez Schramm, J., Reimann, B., Hoffie, A., Longo, J. M. A., Hannemann, K.: *Aerodynamic study of a generic flap configuration with gap in HEG*. The 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Versailles, France, 2008.

Weiteres Vorgehen:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner Jeremy Wolfram, Jan Martinez Schramm

Institution DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092369
Telefax: 0551 7092800
e-mail: jeremy.wolfram@dlr.de

Thema **Pattern Recognition in High Speed Schlieren Visualization at the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG)**

Situation Since more than 140 years [1] optical diagnostics utilizing Schlieren and Shadowgraph methods are applied to evaluate gaseous flow topologies in general and later on in hypersonic flows. The emerging digitalization of high speed kinematics enables observations of flow processes at small time scale in the order of milliseconds or below. At transient working facilities like the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) with typical measurement times of few milliseconds, such diagnostics also support the measurement of time dependent flow behavior. Modern digital image based approaches can provide important support for automatic evaluation of such time resolved data.

Ziel Important information, such as model movement, shock shapes, shock-shock interactions and mixing layers should preferably be extracted fully automated by pattern recognition methods. This allows drawing conclusions considering the time resolved development of flows.

Lösung A visual programming environment [2] is used as base platform for building and execution of processes to analyze image sequences measured in HEG experiments with the above mentioned flow visualization techniques. Up to date more than 100 building blocks are available for designing a goal-oriented automatic digital image evaluation [3].

The building blocks cover a broad range from low level to high level based image processing methods, like contrast enhancement, edge extraction, noise removal, transformations, feature detection and the measurement of geometric forms.

The platform is realized as a distributed system using the Java programming language. The data exchange between the building blocks uses OMG's CORBA technology as middleware approach. This allows the building blocks to be developed and provided in most of the popular programming languages and operating systems. By now, most building blocks are implemented in Java using the built-in multithreading capabilities to achieve high calculation throughput on modern multicore computer systems.

Batch processing for image sequences is provided by looping capabilities. Parts of processes could also be used as a building block on their own to reduce complexity

and provide additional modularity. Even though most building blocks are designed for automatic use, user interaction for semi automatic evaluation processes is also supported.

Furthermore the user is able to track the evaluation progress and to examine the results of every execution step during the execution phase in order to debug the process.

Ergebnis A typical automated test case is the extraction of the shock standoff distance and determination of the shock angle as shown in Figure 1. The test case utilizes, among others, model based methods of pattern recognition developed by Hough [4]. In Figure 1 five selected steps from image evaluation are shown. First (left) there is the original image. It is followed to the right of a gradient image after convolution with Roberts' Cross kernels and a noise reduced gradient image created by iterative hysteresis thresholding. The latter is subsequently used to detect the position of the Pitot probe center and to approximate the shock wave by a linear function in the upper right part of the image.



Figure 1: Example of position detection of a Pitot pressure probe and the far field shock shape angle in HEG.

Literatur

- [1] Toepler C: „Beobachtungen nach einer neuen optischen Methode - Ein Beitrag zur Experimentalphysik“, Max Cohen u. Sohn, Bonn, 1864.
- [2] Kolleck, M: „Konzeption und Implementierung eines Werkzeuges zur Auswertung von Messdaten mit Hilfe von „visual programming““, Berufsakademie Mannheim, Deutsch Niederländische Windkanäle, 2005
- [3] Wolfram, J: „Bildanalyse zeitlich aufgelöster Sichtbarmachungen von Hochenthalpieströmungen in einer verteilten „Visual Programming“-Umbgebung“, Universität Göttingen, 2008
- [4] Hough, P: „Method and Means for Recognizing Complex Patterns“, U.S. Patent, 1962

Weiteres Vorgehen Existing building blocks for high level object recognition should be improved to deliver accuracy above camera resolution. Additional methods are going to be developed which will deal with the description and tracking of complex geometries.

Datum: 15.07.08

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Atef Alshabu, Herbert Olivier

Institution: Stoßwellenlabor der RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 55 **Telefon:** 0241-80 26404
52062 Aachen **Telefax:** 0241-80 22175
e-mail: alshabu@swl.rwth-aachen.de

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 401 der Deutschen
Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: Instationäre Strömungsvorgänge im Transschall

Ausgangssituation:

Bei der Umströmung des überkritischen Profils BAC3-11 mit scharfer Hinterkante werden Wellenprozesse beobachtet, in denen Druckwellen nahe der Hinterkante des Profils und im Nachlauf entstehen und sich im Unterschallfeld der Anströmung stromauf ausbreiten. Diese Wellen treten dann in Wechselwirkung sowohl mit der Anströmung als auch mit der Profilgrenzschicht. Da sich diese Druckwellen erst an der Vorderkante vom Profil ablösen, ist es nicht ausgeschlossen, dass diese Wellen einen Einfluss auf die laminar-turbulente Grenzschichttransition haben.

Ziel:

Das Ziel des Projektes besteht in der Untersuchung der Entstehungsmechanismen der beobachteten stromauf laufenden Wellen und deren Wechselwirkung mit der Anströmung und der Profilgrenzschicht. Hierbei wird die Profilgrenzschicht direkt durch die Wellen/Grenzschicht-Wechselwirkung und indirekt durch die Wellen/Stoß-Wechselwirkung beeinflusst. Die Frage, inwieweit diese Wechselwirkungen die Lage des laminar-turbulenten Umschlags beeinflussen, stellt somit das Hauptziel des Projektes dar.

Lösungsweg:

Die Untersuchung der Wellenprozesse erfolgt mittels zeitlich hochauflösender Messtechnik. Diese umfasst Druckmessungen am Profil sowie Strömungsvisualisierung. Die beobachteten Wellen sind als Druckschwankungen in den erhaltenen Druckschrieben enthalten. Diese werden dann einer umfassenden statistischen Analyse unterzogen, wodurch sich die Wellen charakterisieren lassen. Wellenfrequenzen, -geschwindigkeiten und -intensitäten können dadurch bestimmt werden. Zur Untersuchung des Welleneinflusses auf die Transition wurden zur Lokalisierung des laminar-turbulenten Umschlags zwei Messtechniken, nämlich die Infrarotthermographie und die Heißfilmtechnik erfolgreich eingesetzt. Letztere erlaubt detaillierte Untersuchungen der Strömungsvorgänge in der Grenzschicht. So kann dadurch die Grenzschichtrezeptivität von den durch die Wellen hervorgerufenen Druckstörungen nachgewiesen werden.

STAB

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt exemplarisch drei zeitlich aufeinander folgende Schattenaufnahmen der Umströmung der Oberseite des BAC 3-11 Profils. Die Struktur der stromauf laufenden Wellen ist deutlich zu erkennen. Die Wellenintensität ist im Bereich der maximalen Verdrängung des Profils am größten und klingt zur Vorder- und Hinterkante hin ab. Dieses Verhalten zeigen auch Druckmessungen entlang des Profils. Die gemessenen Frequenzen liegen im Bereich von 1 bis 2 kHz. Die Wellen breiten sich relativ zur Strömung schneller als der Schall aus ($M_w > 1$). Bei höheren Machzahlen bildet sich auf der Profiloberseite ein ausgeprägtes Überschallgebiet aus, das mit einem Verdichtungsstoß abgeschlossen ist, wodurch die Wellenausbreitung weiter stromauf verhindert wird. Dabei wird eine starke Wellen/Stoß- Wechselwirkung beobachtet, bei der es abhängig von der Stoßstärke zur zeitweisen Abschwächung des Stoßes kommt. In diesem Fall breiten sich die Wellen im Unterschallfeld stromauf aus und erzeugen dabei im Überschallgebiet Pseudowellen, die sich scheinbar stromauf ausbreiten.

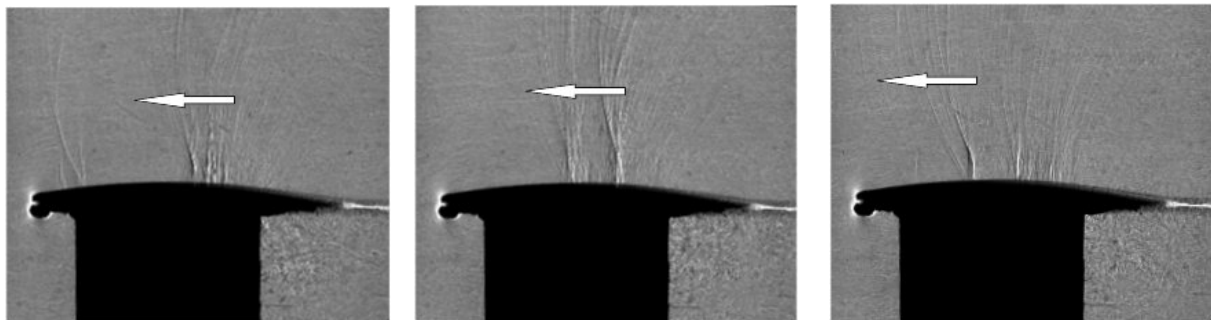


Abbildung 1: Wellenstruktur auf der Oberseite des Profilmodells BAC 3-11; $Ma_\infty = 0.71$, $Re = 3.1 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\Delta t = 0.26$ ms

Literatur:

Alshabu A., Olivier H., Klioutchnikov I.: Investigation of upstream moving pressure waves on a supercritical airfoil, *Aerospace Science and Technology* 10: 465-473, 2006.

Alshabu A., Hermes V., Olivier H., Klioutchnikov I.: Highly transient flow phenomena around an airfoil at transonic flow conditions, *AIAA Paper* 2007-4000, June 2007.

Alshabu A., Hermes V., Olivier H., Klioutchnikov I.: Wave processes on a supercritical airfoil, 26th Int. Symposium on Shock Waves, Göttingen, Germany, July 2007.

Alshabu A., Olivier H.: Unsteady wave phenomena on a supercritical airfoil, *AIAA J.*, accepted for publication, April 2008.

weiteres Vorgehen:

Zur Untersuchung des Welleneinflusses auf den laminar-turbulenten Umschlag soll aufgrund der Komplexität der Stömungsphänomene anstatt des BAC3-11 Profilmodells ein Plattenmodell eingesetzt werden. Hierbei soll durch unterschiedliche Gestaltung der Hinterkante des Plattenmodells Profilumströmungen mit und ohne Wellenentstehung erzeugt werden. Das Ausschalten der Wellen ermöglicht dann, durch Vergleich der beiden Fällen deren Einfluss auf die Grenzschichttransition zu quantifizieren.

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: K. Baysal, U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-68892
Telefax: (0711) 685-63438
E-mail: baysal@iag.uni-stuttgart.de

Thema:

Identifizierung und Quantifizierung von Scherschichteinflüssen auf die Wirbelgenerierung

Ausgangssituation:

Ein verbessertes Verständnis der Fluidodynamik ist eine der wichtigsten Voraussetzungen in der Entwicklung und Erforschung von Mechanismen zur Strömungsbeeinflussung. Ein gängiges Verfahren zur Analyse von fluidodynamischen Untersuchungen ist die Unterteilung von Strömungen in charakteristische Strukturen und die Untersuchung der dynamischen Eigenschaften mittels dieser Strukturen. Der bisherige Fokus der Forschung bei diesen Untersuchungen ist auf Wirbelstrukturen gerichtet.

Das Hauptanwendungsgebiet bei der Analyse von Wirbelstrukturen ist die qualitative experimentelle Untersuchung mittels Visualisierung der Wirbelstrukturen durch Partikel. Neuere Entwicklungen in Methodik und Rechnerleistung im Bereich der numerischen Untersuchungen und die Entwicklung von modernen Messverfahren wie PIV im experimentellen Bereich, erlauben räumlich und zeitlich hochaufgelöste Untersuchungen von komplexen Strömungen. Die Informationsdichte aus diesen Untersuchungen erlaubt eine quantitative Analyse der Wirbelstrukturen [1].

Ein notwendiger Schritt bei der Analyse von Strukturen ist die Identifikation von Wirbelstrukturen und deren räumliche Eingrenzung. Ein Hauptproblem, das für alle Wirbelidentifikationskriterien, wie z.B. die λ_2 -Methode, besteht, ist die Notwendigkeit eines Grenzwertes, der von den theoretischen Grenzwerten der einzelnen Kriterien abweicht. Dadurch ergeben sich Lücken in der Analyse der Wirbelstrukturen, wie z.B. bei der Generierung von neuen Wirbelstrukturen, da das Auftauchen der neuen Strukturen stark von den gewählten Grenzwerten abhängt.

Ziel:

Eine automatische Detektion der Generierung von neuen Wirbelstrukturen um die Informationslücke in der Bildung dieser Strukturen zu schließen.

Lösungsweg + Ergebnisse:

Die Bildung von neuen Wirbelstrukturen in freien Scherschichten ist ein intensiv erforschtes Phänomen [2], deshalb bietet sich dieses Problem als Testfall zur Untersuchung von Kriterien zur automatischen Detektion des Entstehens von Wirbelstrukturen an. Dabei sind die Scherschichtinstabilitäten von Interesse, die zu einem Zusammenrollen von Scherschichten zu Wirbelstrukturen führen und somit

eine Transformation der Wirbelstärkegebiete von Scherschichten zu Wirbelstrukturen beschreiben, da sich daraus direkt ein Einfluss der Instabilitäten auf die Entwicklung der einzelnen Kriterien während der Bildung der neuen Wirbelstrukturen gewinnen lassen.

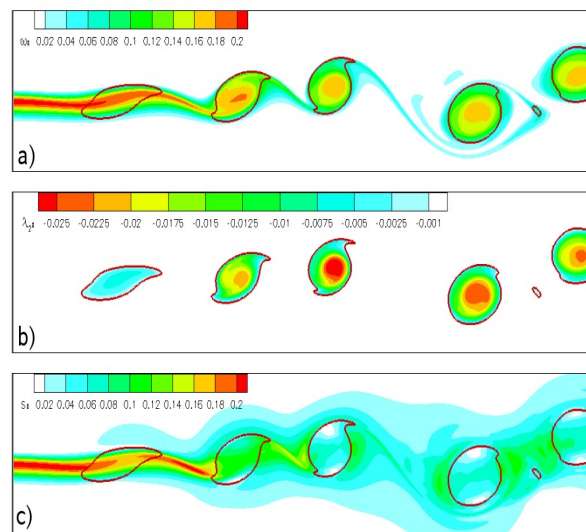


Abb. 1: Visualisierung und Analyse einer freien Scherschicht (Daten aus Babucke et al. [3]). Die rot eingekreisten Gebiete stellen die mit der λ_2 -Methode identifizierten Wirbel dar.
a) Wirbelstärke ω ; b) λ_2 ; c) Scherung s .

Deshalb wird die in Abb. 1 dargestellte freie Scherschicht, die den Nachlauf einer ebenen Platte darstellt, die oberhalb mit einer höheren Geschwindigkeit angeströmt wird als unterhalb, als Testfall verwendet. Im Bereich kurz hinter der Platte entspricht das als Scherschicht detektierte Gebiet (Abb. 1c) dem Gebiet hoher Wirbelstärke (Abb. 1a) und zwar mit einer ähnlichen Stärkenverteilung. Im Bereich des ersten detektierten Wirbels erkennt man erste Abweichungen, in diesem Bereich wird die Scherung abgeschwächt. Weiter stromab und mit zunehmender Entwicklung der Wirbelstrukturen erkennt man eine Übereinstimmung zwischen Wirbelstrukturen und Gebieten hoher Wirbelstärke und eine gleichzeitige Abschwächung der Scherung in diesen Gebieten.

Literatur:

- [1] T. Schafhitzel, K. Baysal, U. Rist, D. Weiskopf, T. Ertl: Particle-based vortex core line tracking taking into account vortex dynamics, In *Proceedings of International Symposium on Flow Visualization '08*, 2008
- [2] C.M. Ho, P. Huerre: Perturbed Free Shear Layers, *Ann. Rev. Fluid Mech.* 16 , 365-424, 1984
- [3] A. Babucke, M. Kloker, and U. Rist: Numerical investigation of flow-induced noise generation at the nozzle end of jet engines, *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 96, 413-420, 2007

weiteres Vorgehen:

Die Überprüfung der Anwendbarkeit der aus zweidimensionalen freien Scherschichten gewonnenen Kenntnisse auf allgemeine dreidimensionale Strömungen und die Überprüfung der Möglichkeit zur Bestimmung von sinnvollen Grenzwerten für jeden Einzelfall.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Marcus Casper

Institution: Institut für Strömungsmechanik der TU-Braunschweig

**Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig**

**Telefon:05313912987
Telefax:05313915952
e-mail:m.casper@tu-bs.de**

weitere Partner: DLR-Braunschweig, TU-Berlin, Airbus Deutschland GmbH

Thema: Grundlagen zur Strömungsbeeinflussung mit pneumatischen Aktuatorarrays

Ausgangssituation: Einzelne pneumatische Wirbelgeneratoren wurden bereits vielseitig untersucht. Senkrecht ausblasende Schlitzaktuatoren mit einem Schiebewinkel von 20° und Lochaktuatoren mit einem Anstellwinkel von 15° und einem Schiebewinkel von 90° erzeugten stärkere Längswirbel. Für die Anwendung an einem Flügel bedarf es einer spannweitigen Anordnung mehrerer Aktuatoren zu sogenannten Aktuatorarrays. Der Abstand zwischen den einzelnen Aktuatoren hat dabei Einfluss auf die Effizienz der Aktuatoren.

Ziel: Durch geeignete Wahl des Abstandes zwischen zwei Aktuatoren soll die Effizienz eines Arrays gesteigert werden. Werden zwei Aktuatoren zu einem Array angeordnet, sollten die erzeugten Längswirbel mindestens doppelt so viel kinetische Energie zur Oberfläche transportieren, wie ein einzelner Aktuator. Ansonsten stören, bzw. dämpfen sich die Längswirbel gegenseitig. Für verschiedene Konfigurationen von Loch- und Schlitzaktuatoren sollen effiziente Abstände gefunden werden.

Lösungsweg: Für die Untersuchungen wurde eine 5,7m lange ebene Platte ohne Druckgradient in Strömungsrichtung in die 1.3m x 1,3m x 6m große Messstrecke des Modellunterschallwindkanals (MUB) eingebaut, wie sie bereits von [1] verwendet wurde. Der Windkanal erreicht eine Zuströmgeschwindigkeit von 55m/s und ist mit einem Wärmetauscher ausgerüstet. Bei einer Zuströmgeschwindigkeit von 53m/s liegt ein Turbulenzgrad von ca. 0,2% vor. In die ebene Platte können verschiedene Aktuatorpaare 4650mm hinter der Vorderkante eingebaut werden. Die Aktuatorpaare können so angeordnet werden, dass zwischen diesen ein Ab-oder Aufwindgebiet entsteht. Erstere wurden von [2] als divergente Konfiguration und letztere als konvergente Konfiguration bezeichnet. Untersucht wurden konvergente Loch-und Schlitzaktuatoren. Erstere hatten einen Anstellwinkel von 15° und einen Schiebewinkel von 90° . Die Schlitzaktuatoren hatten einen Anstellwinkel von 90° und einen Schiebewinkel von 20° . Bei einer Zuströmgeschwindigkeit von 50m/s ($Re=15,34 \cdot 10^6$) variierte dabei der Abstand zwischen den Aktuatoren und das Ausblasverhältnis, d.h. das Verhältnis zwischen Ausblasgeschwindigkeit und Zuströmgeschwindigkeit. An vier Positionen in Strömungsrichtung wurden mit einem Stereo-PIV Verfahren Messdaten aufgenommen. Die Messebenen waren senkrecht zur Anströmrichtung ausgerichtet und ermöglichten die quantitative Bewertung der einzelnen Konfigurationen.

Ergebnis: Anhand der Stereo-PIV Daten konnte die Zirkulation, die maximale Drehung und die Diskriminante der nicht realen Eigenwerte berechnet werden. Aus Letzteren konnte die Lage des Wirbelzentrums bestimmt werden und somit die horizontale und vertikale Bewegung. Bild 1 zeigt das instantane Vektorfeld 50mm stromab der Lochaktuatoren einer konvergenten Konfiguration mit einem Abstand von 30 Lochdurchmessern. Es befindet sich zwischen den Lochaktuatoren ein Aufwindgebiet und außerhalb des Paares jeweils ein Abwindgebiet. Die Geschwindigkeit in Strömungsrichtung ist in Graustufen dargestellt.

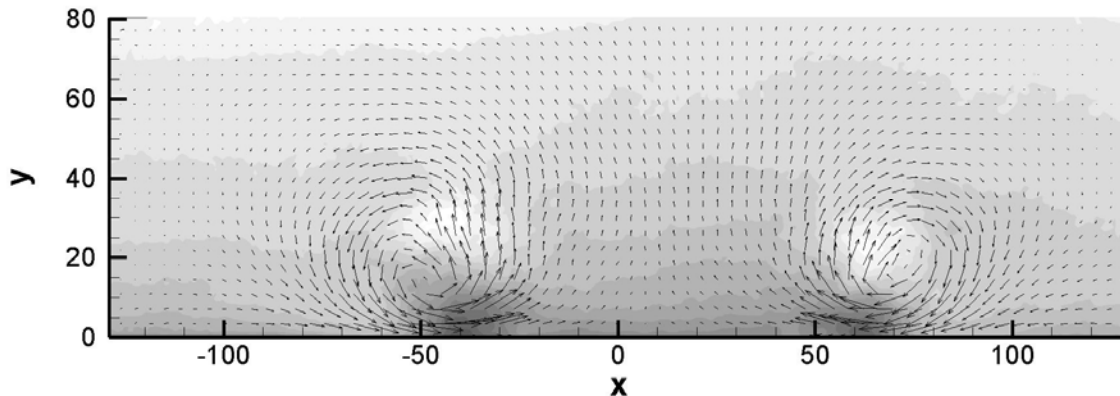


Bild1: Vektorfeld 50mm

Vor dem Hintergrund der Ablösekontrolle spielt als wesentlicher Faktor die zur Oberfläche transportierte kinetische Energie in Strömungsrichtung eine Rolle, welche zu einer erhöhten Längsgeschwindigkeit führt. Mit diesen ermittelten Größen kann sowohl für die untersuchten Abstände der Lochaktuatoren von 20 Lochdurchmessern bis 35 Lochdurchmessern als auch für Variationen des Abstandes zwischen Schlitzaktuatoren von 2 Schlitzlängen bis 4 Schlitzlängen ein besonders effiziente Anordnung gefunden werden.

Literatur:

[1] Jens Ortmanns, Christian J. Kähler and Rolf Radespiel

A Flat Plate Experiment for Investigations of Vortex Generator Jets at High Reynolds Number, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI, S. 88-95
Springer Verlag Berlin / Heidelberg, 18. Oktober 2007

[2] Scholz P, Ortmanns J, Kähler CJ, Radespiel R:

[*Performance Optimization of Pulsed Jet Actuator Arrays.*](#)

CEAS/KATnet Conference on Key Aerodynamic Technologies, 20-22 Juni, Bremen, 2005.

weiteres Vorgehen: Neben einzelnen Paaren können Aktuatoren spannweitig nach bedarf weiter ergänzt werden, wodurch sich konvergente und divergente Konfigurationen abwechseln. Um die Effizienz eines solchen Arrays zu steigern kann das Ausblasverhältnis erhöht werden oder es wird dieser Basisarray auch in Strömungsrichtung durch einen weiteren Array erweitert. Hierbei ist die spannweite Positionierung des zusätzlichen Arrays von bedeutung, damit nicht entgegengesetzte Längswirbel aufeinander treffen und sich gegenseitig dämpfen.

Datum: 30.06.2008

STAB

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: Simulation of active flow control on the flap of a 2D high-lift configuration

Ausgangssituation:

Flow control technologies have been studied intensively for more than 60 years also due to their potential to make a breakthrough in drag reduction. Active separation control has already been proved to perform well in particular cases for low speed w/t conditions by several academic groups. Most of the already existing CFD applications for active time-varying control have been carried out for codes validation purposes with variation of the dynamic parameters, such as frequency, velocity ratio or duty cycle with the corresponding fixed geometrical parameters. Classical approaches for performing an evaluation of active flow control, such as first building the experimental model, followed by w/t measurements and latter the CFD simulation are no longer sufficient in developing the technology towards industrialization for transport aircrafts. Thus, more and more complex approaches for optimizing the geometrical parameters in advance of w/t campaigns have been developed.

One of the objectives of the EU-project AVERT, Aerodynamic Validation of Emission Reduction Technologies, is to develop active flow control technologies for low speed applications through complementary numerical simulations and wind tunnel testing. The separation prevention by active devices is investigated in a common work of DLR, TU Berlin, and INCAS. TUB focuses on the development and testing of the actuators for High-Lift, while for the manufacturing of the w/t model and test campaign INCAS is responsible. DLR is in charge with the model selection, the variation of geometrical parameters for the actuation under w/t conditions and the extrapolation to flight Reynolds number based on CFD results.

Ziel:

The aim is to analyze various geometrical parameters for active flow control in low speed by URANS computations for a high-lift configuration: main wing and flap. Here, the goal of active control is to reduce or eliminate the large flow separation on the flap, thus reducing the profile drag. This study explores the variation of actuation direction and slot width in order to give valuable recommendations for manufacturing the experimental model. The emphasis is put on the comparison of flow features for the different geometrical settings, while the frequency, duty cycle and mass flow are kept constant for the pulsed blowing application.

Lösungsweg:

URANS simulations have been carried out for the 2-element DLR-F15 high-lift configuration with the flap deployed at $\eta=49^\circ$. The reference flow, without flow control, has been evaluated and compared to existing experimental results. The actuator was located at 20% flap chord on the suction side. All the test cases have been analyzed by 2D computations for the w/t conditions, $M=0.15$, $Re=2.1 \times 10^6$. The model reference chord length was $c=600\text{mm}$, resulting in a flap chord $c_F=168\text{mm}$. The pulsed blowing direction was varied from upstream ($\alpha_{jet}=135^\circ$) to normal ($\alpha_{jet}=90^\circ$) as well as downstream ($\alpha_{jet}=45^\circ$, $\alpha_{jet}=32^\circ$). For the variation of the actuator width, the ratio of this width to the local boundary layer height was set to $\Delta=0.1$ and $\Delta=0.2$. All the computations were carried out for a duty cycle $DC=50\%$ and frequency $f=100\text{Hz}$.

STAB

Ergebnis:

First we focus on the evaluation for the variation of the actuation direction and compare those with the reference flow without flow control. The lift curves for the various actuation directions, figure 1, show that normal and upstream pulsed blowing induces for the computed settings a reduction of lift (as well as an increase in airfoil drag) compared to the downstream excitation. For all test cases the maximum lift is produced by comparable angles of attack, where the airfoil stall is a leading edge-type. Upstream time varying actuation on the flap induces a flow separation on the leading-edge of the main airfoil for a slightly smaller AOA as the other blowing directions. Downstream pulsed blowing is obviously the most promising setting. Just before stall the flow reattaches on the flap for the reference flow, thus no further improvement can be achieved with active control. The best enhancement in lift was achieved by $\alpha_{jet}=32^\circ$, with 10 lift counts increase and 200 drag counts reduction for the linear region. The large flow separation on the flap, figure 2, is reduced by the excitation mechanism, figure 3, but not eliminated; here the vortices generated by the actuation are rolling downstream on the flap but not necessary follow the entire flap contour.

The second part focuses on the study for the variation of the actuator width carried out for a constant mass flow. The enlargement of the slot width induces a reduction in lift and an increase in drag for the linear region of the lift curve (not shown here), while the stall-mechanism is again a leading-edge type for the main wing. The flow reattachment on the flap just before stall leads to the same maximum lift. In general, the reduced ratio of the actuator size to the boundary layer height is more promising with $\Delta=0.1$ recommended for experimental model design.

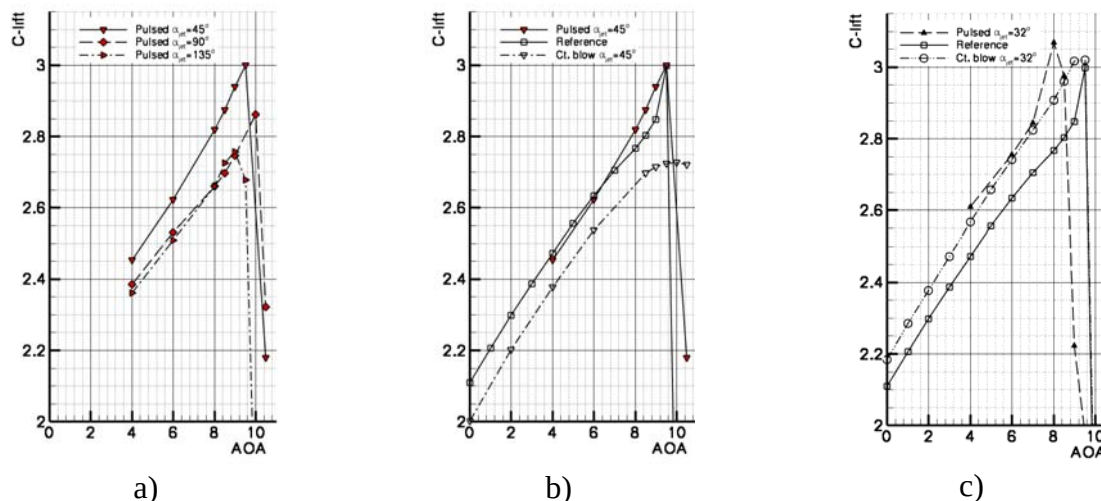


Fig 1: Lift curves for various actuation directions and for reference flow (no control): a) pulsed blowing with $\alpha_{jet}=135^\circ, 90^\circ, 45^\circ$, b) reference, constant and pulsed blowing with $\alpha_{jet}=45^\circ$, c) reference, constant and pulsed blowing with $\alpha_{jet}=32^\circ$

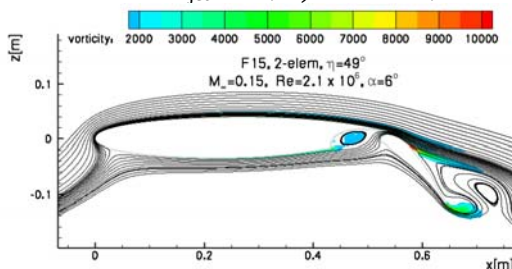


Fig 2: Streamlines and vorticity distribution without flow control

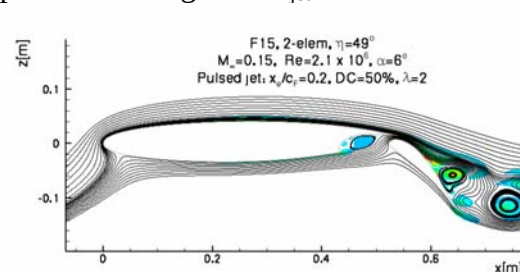


Fig 3: Streamlines and vorticity distribution with flow control → downstream blowing

Literatur:

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)
Wild, J., Pott-Pollenske, M., and Nagel, B.: An Integrated Design Approach for Low Noise Exposing High-Lift Devices, AIAA-2006-2843

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Plasma-Aktuatoren

Ansprechpartner: A. Duchmann, S. Grundmann, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstraße 19 **Telefon:** 06151 166204
64347 Griesheim **Telefax:** 06151 166246
e-mail: a.duchmann@aero.tu-darmstadt.de

Thema: **Unbemanntes Versuchsflugzeug zur
Grenzschichtbeeinflussung mit Plasma-Aktuatoren**

Ausgangssituation:

Die Möglichkeit, Strömungsgrenzschichten durch den Einsatz von Plasma-Aktuatoren zu beeinflussen ist seit längerem bekannt. In der Vergangenheit konnte sowohl in experimentellen als auch numerischen Untersuchungen gezeigt werden, dass eine aktive Strömungskontrolle in vielfältiger Art und Weise möglich ist. Plasma-Aktuatoren können zur Beeinflussung der laminar-turbulenten Transitionslage, zur Ablösekontrolle an Flügelprofilen sowie zur aktiven Störungsämpfung verwendet werden. In den meisten Fällen werden Aktuatoren eingesetzt, welche auf dem Prinzip der Dielektrischen Barriere Entladung basieren. Seit den ersten erfolgreichen Versuchen zur Strömungsbeeinflussung mit diesen Aktuatoren durch Roth [1] steigt die Zahl der publizierten Untersuchungsergebnisse in den letzten Jahren stetig an und beweist die Relevanz der Thematik im Bereich Flow Control. [2]

Ziel:

Mit einem flugfähigen Demonstrator soll die Anwendbarkeit von Plasma-Aktuatoren unter atmosphärischen Umgebungsbedingungen bei kleinen Reynoldszahlen untersucht werden. Bisher waren experimentelle Arbeiten aufgrund größen- und gewichtsmäßiger Randbedingungen auf Windkanalexperimente beschränkt. Durch die neuartige Entwicklung eines miniaturisierten Hochspannungs-Generators mit geringem Gewicht kann der Schritt hin zu einem Freiflug-Demonstrator gegangen werden. Durch verschiedene realisierbare Anordnungen von Aktuatoren sollen unterschiedliche Anwendungszwecke bei Fluggeschwindigkeiten bis 20 m/s untersucht werden.

Lösungsweg:

Bei der Auslegung des Demonstrators [3] musste auf möglichst geringe Überziehgeschwindigkeit sowie große Zuladung geachtet werden. Dies war nötig um die Leistungselektronik unterzubringen und gleichzeitig bei geringen Reynoldszahlen zu verbleiben, wo die Strömungsbeeinflussung in Windkanalversuchen am effektivsten gezeigt werden konnte. Die Flügelform wurde durch drei Trapeze der eines Ellipsenflügels angenähert, um den induzierten Anstellwinkel über die Spannweite konstant zu halten. Ein Clark-Y-Profil mit gutmütigen Überzieheigenschaften wurde gewählt, um plötzlich eintretende Vorderkantenablösung bei hohen Anstellwinkeln zu vermeiden.

Die Länge des Plasma-Aktuators ist durch die Elektronik auf 900 mm begrenzt, kann jedoch in verschiedenen Anordnungen und Teilstücken appliziert werden. Die angelegte hohe Wechselspannung von 10.5 kV bei 6.5 kHz wird mit einem Rechtecksignal mit 80 Hz moduliert und bei einem DutyCycle von 30% gepulst betrieben.

Das ferngesteuerte Versuchsmodell mit einer Spannweite von 1,8 m kann mit Plasma-Aktuatoren in verschiedenen Konfigurationen ausgerüstet werden. In der ersten Konfiguration werden zwei Plasma-Aktuatoren an den äußeren 450 mm jeden Flügels bis zu den Flächenspitzen angebracht (siehe Abbildung 1). Mit diesem Aufbau soll der sich zuerst an den Flügelen einstellende Strömungsabriss zu höheren Anstellwinkeln verschoben werden, so dass bei höherem Auftriebsbeiwert die Mindestfluggeschwindigkeit reduziert wird.

In einer weiteren Versuchsanordnung ist der Einfluss der Plasma-Aktuatoren auf die Zirkulation der Tragflächen zu untersuchen. Dabei wird ein Flügel über die gesamte Halbspannweite von 900 mm mit einem Aktuator in der Nähe der Vorderkante versehen während auf der anderen Tragfläche kein Aktuator positioniert ist. Es soll so der Einfluss des Plasmas bei eingeschaltetem Aktuator auf die Zirkulationsverteilung evaluiert werden. Da an den Flügeln unterschiedlicher Auftrieb erreicht wird könnte ein Einsatz der Aktuatoren als Steuerfläche möglich sein.

Ergebnis:

In Windkanal-Experimenten wurde der Einsatz der Plasma-Aktuatoren zur Ablösekontrolle am Flügelprofil nachgewiesen. Bei verschiedenen Anordnungen des Aktuators auf einem zweidimensionalen Flügelmodell konnte gezeigt werden, dass die effektivste Strömungsbeeinflussung durch eine Positionierung des Aktuators bei 3% Flügeltiefe erreicht wird. Quantitative Messungen des Auftriebs bei Variation des Anstellwinkels zeigten, dass bei eingeschaltetem Aktuator der maximal erreichbare Auftrieb bei höheren Anstellwinkeln erzielt werden kann.

Bisher konnte im Rahmen der Freiflugversuche nur die Anordnung zur Ablösekontrolle untersucht werden. Hierbei war eine erhebliche Reduktion der Mindestfluggeschwindigkeit zu beobachten, welche durch höheren Auftrieb bei maximalem Anstellwinkel erreicht wird. Wegen der turbulenzbehafteten Luft bei den Freiflugexperimenten, der Schwierigkeit mit einem ferngesteuerten Modell eine rein horizontale Flugbewegung zu halten und der daraus resultierenden schwierigen Reproduzierbarkeit der Flugmanöver weisen die Messungen der Mindestfluggeschwindigkeit mit dem Pitotrohr eine erhöhte Streuung auf. Hinzu kommt das dynamische Verhalten des Flugzeuges beim Abkippen, so dass die minimal gemessene Geschwindigkeit nicht der wahren Überziehgeschwindigkeit entspricht. Eine statistische Auswertung von 68 Einzelmessungen ist in Abbildung 2 zu sehen. Die Verringerung der Mindestfluggeschwindigkeit bei Einschalten des Aktuators ist eindeutig zu erkennen.

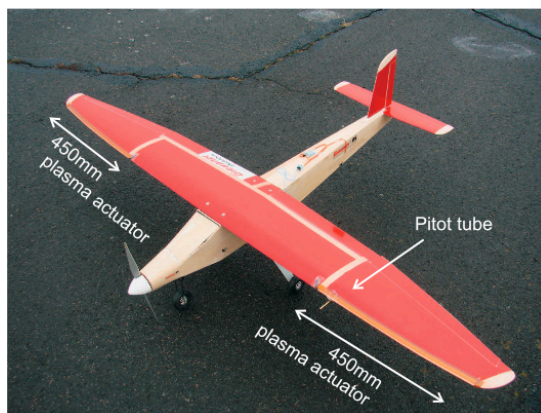


Abbildung 1: Plasma-Demonstrator

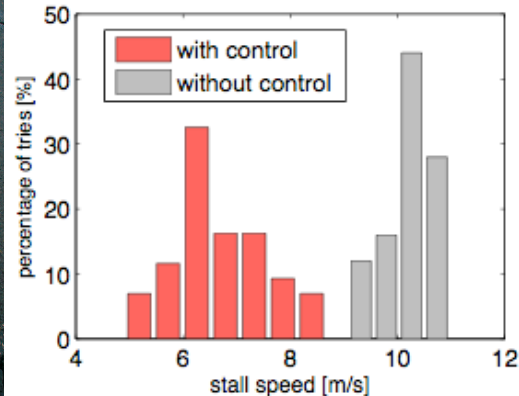


Abbildung 2: Ergebnis der Freiflugmessung

Literatur:

- [1] Roth, J. (1998) Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma. 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada
- [2] Moreau, E. (2007) Air flow control by non-thermal plasma actuators. Journal of Applied Physics, Vol. 40, pp. 605-636
- [3] Frey, M. (2008) Auslegung, Konstruktion, Bau und Erprobung eines unbemannten Kleinflugzeuges mit Plasma-Aktuatoren zur Zirkulationskontrolle am Tragflügel, Bachelor Thesis, TU Darmstadt

weiteres Vorgehen:

Aktuell erfolgt eine Neukonzeption des Versuchsträgers auf Basis der mit dem ersten Modell gewonnenen Erfahrungen. Verbesserungen im Aufbau sowie der Messinstrumentierung werden in eine zweite Version einfließen. Weitere Messungen zur Zirkulationskontrolle sollen bei zukünftigen Messflügen im Vordergrund stehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Martin Hecklau, Vincent Zander, 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: A. Huppertz, M. Swoboda, Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co. KG
Sonderforschungsbereich 557 der Deutschen Forschungsgesellschaft

Thema: **Aktive Strömungsbeeinflussung an einer hoch belasteten Verdichter-kaskade**

Ausgangssituation:

Im Rahmen des Transferbereichs (TFB) im SFB 557 der TU Berlin werden in Kooperation mit dem Industriepartner Rolls-Royce Deutschland (RRD) die Möglichkeiten der aktiven Strömungskontrolle an Turbomaschinenschaufeln untersucht, [1]. Für diese Untersuchung wurde am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin eine Verdichterkaskade mit einer überkritischen Umlenkung von 60° und einem Schaufelstreckungsverhältnis von 0,8 aufgebaut. Die kleine Schaufelstreckung führt zu einer Passagenströmung, die stark von Sekundärströmungseffekten geprägt ist, [2]. Im hinteren Bereich der Schaufelaußenseite liegt eine massive Strömungsablösung vor, welche in Interaktion mit dem Längswirbelpaar der Sekundärströmung steht.

Ziel:

Durch eine gezielte aktive Strömungsbeeinflussung soll das Ablösegebiet auf der Schaufelaußenseite verkleinert werden. Dieses setzt die Kenntnis der auftretenden Strömungstopologie in der Verdichterpassage voraus, die messtechnisch erfasst werden muss. Mit Ölanstrichversuchen, Wanddruckmessungen und der Particle Image Velocimetry (PIV) soll die Passagenströmung für den unbeeinflussten Fall charakterisiert werden. Die Wirkungsweise von pneumatischen Aktuatoren in den Seitenwänden der Kaskade auf die Sekundärströmungsstrukturen [3] und das Ablösegebiet, soll in einem weiteren Schritt untersucht werden.

Lösungsweg:

Die Grundströmung wurde zunächst mit dem Ölanstrichverfahren und flächigen Druckmessungen untersucht. Das Ölanstrichverfahren lässt eine zeitlich gemittelte Visualisierung der Wandstromlinien zu und gibt qualitativ Aufschluss über die komplexen Strömungszustände auf der Schaufeloberfläche. Die Druckmessungen wurden mit hoch auflösenden, direkt unter der Schaufeloberfläche installierten Miniaturdrucksensoren durchgeführt. Eine Traversierung des Druckmesseinsatzes ermöglicht die Messung der Druckverteilung über die gesamte Schaufelhöhe (Bild 1). Aus den einzelnen Schnitten der Druckverteilung wurde das zeitlich gemittelte Druckfeld und der Druckschwankungsanteil (RMS-Wert) auf der Schaufeloberfläche rekonstruiert. Das Strömungsfeld im Bereich der Ablösung wurde mit einem zeit aufgelösten PIV-System (TR-PIV) untersucht. Die TR-PIV Messungen wurden mit einer

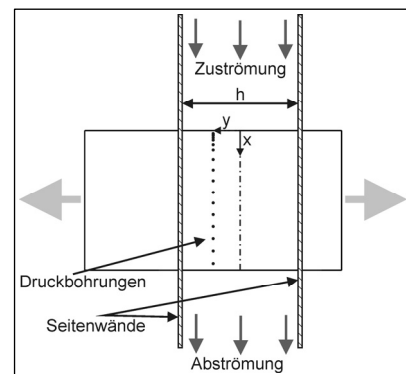


Bild 1: Traversierbare Druckmessschaufel in der Draufsicht

CMOS Kamera und einem Nd:YLF Doppelpuls laser bei einer Wiederholungsrate von 1,5 kHz durchgeführt. Als Tracer wurden DEHS-Partikel mit einem mittleren Durchmesser von 1 μm eingesetzt.

Die aktive Beeinflussung der Passagenströmung erfolgte im vorderen Bereich der Schaufel. Die Druckluft wurde durch Schlitze in der Seitenwand in Strömungsrichtung ausgeblasen.

Ergebnis:

Die Visualisierung der Wandstromlinien aus dem Ölanstrichversuch und die Wanddruckschwankung (RMS) sind in Bild 2 gegenübergestellt. Die Kombination der beiden wandbündigen Messmethoden lässt eine anschauliche Interpretation der Strömungsphänomene auf der Schaufeloberfläche zu. Gut zu erkennen ist die laminare Ablöseblase bei ca. 20% der Schaufellauflänge. Das turbulente Wiederanlegen der Strömung hinter der laminaren Ablöseblase ist charakterisiert durch Maximalwerte in der RMS-Verteilung. Die stark ausgeprägten Eckenwirbel liegen im äußeren Bereich zwischen 25% und 50% der Schaufelhöhe. Sie dominieren das Strömungsfeld im hinteren Teil der Schaufel und schnüren das Ablösegebiet zur Schaufelmitte hin ein. Die flächige Darstellung des Druckschwankungsanteils auf der Schaufelaußenseite lässt eine gute Bewertung der Längswirbellage zu.

Die Wirkung der aktiven Beeinflussung ist in Bild 3 dargestellt. Ein Vergleich der RMS-Verteilung zwischen ein- und ausgeschalteter Aktuatorik in der Seitenwand zeigt eine deutliche Verdrängung des Längswirbels weg von der Schaufeloberfläche und damit eine Erhöhung des Druckrückgewinns durch die Verdichter kaskade.

Die zeitgemittelte PIV-Messung im Schaufelmittelschnitt (Bild 4) zeigt die druckinduzierte Ablösung im hinteren Bereich der Saugseite. Der Ablösebereich liegt hier zwischen 70 % und 75% der Saugseitenlauflänge und korrespondiert gut mit der Ölanstrichvisualisierung.

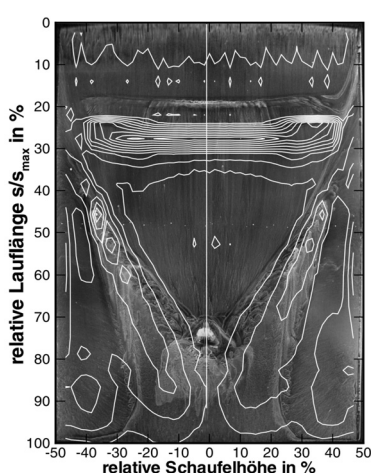


Bild 2: RMS-Isolinien und Ölanstrichbild bei $Re=840000$

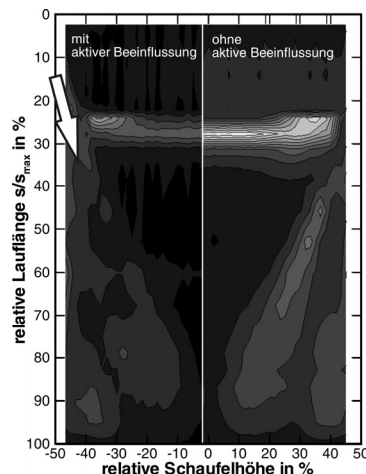


Bild 3: Vergleich der RMS-Werte des Drucks für stationäres Ausblasen

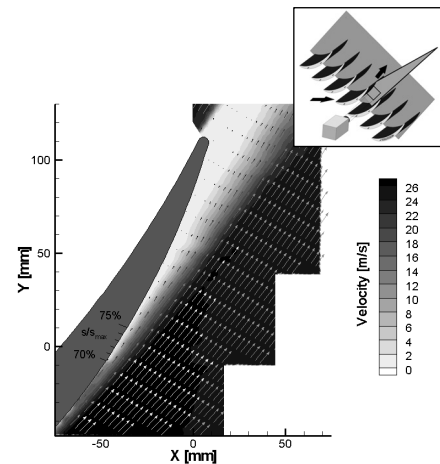


Bild 4: Zeitgemittelte PIV-Messung im Bereich der Ablösung im Schaufelmittelschnitt

Literatur:

- [1] Petz, R. & Nitsche, W.; Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration, Journal of Aircraft, 2007, Vol.44, pp.865-874
- [2] Greitzer, E. M. et. al: Internal Flow, Cambridge Univ. Press, 2006
- [3] Mertens, D. et. al: Transition Modeling Effects on the Simulation of a Stator Cascade with Active Flow Control, ASME Turbo Expo 2008

weiteres Vorgehen:

Eine räumliche Erfassung der Passagenströmung in der Kaskade mit zeitaufgelöster PIV ist in Bearbeitung. Zusätzlich wird durch eine simultane Messung der Druckverteilung der Zusammenhang zwischen den Wandkräften an der Schaufeloberfläche und den Bewegungsgrößen des Strömungsfelds bestimmt. Die Wirkungsweise der Aktuatorik auf die Sekundärströmung, wie z.B. eine Veränderung der Längswirbel in der Passagenströmung, kann somit besser charakterisiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Tobias Höll, Bert Günther, 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@cf.d.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
Anregung in spannweitisger Richtung**

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 Untersuchung ist es zu zeigen, welchen Einfluss eine spannweitig unterschiedliche Anregung auf eine Hochauftriebskonfiguration hat. Bei Verwendung der aktiven Strömungskontrolle für einen endlichen, zugespitzten und gepfeilten Flugzeugflügel muss diese den lokalen Effekten der dreidimensionalen Strömung angepasst sein. Deshalb muss in diesem Fall der Anreageschlitz segmentiert sein und für jedes Segment müssen die optimalen Werte der Anregeparameter gefunden werden. Als erster Schritt in diese Richtung wird die segmentierte Anregung in numerischen Simulationen auf die Umströmung einer generischen Hochauftriebskonfiguration angewendet. Weiterhin soll untersucht werden, ob es möglich ist, durch die segmentierte Anregung Längswirbel zu erzeugen, die zu einer verstärkten Durchmischung der Strömung und damit zu einer Effektivitätssteigerung der Hochauftriebskonfiguration führen.

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 als spannweitig unendlicher Flügel mit periodischen Randbedingungen modelliert. 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 Einströmrandbedingung realisiert, die von der Zeit und vom Ort abhängt. Dadurch können zwei Aktuatorsegmente in spannweitischer Richtung modelliert werden, die sich durch unterschiedliche Anregeintensität und/oder –frequenz auszeichnen (siehe Abb. 1(a)). Zudem kann eine zeitliche Phasenverschiebung der Aktuation realisiert werden. Der oszillierende Anregestrom ist senkrecht zur Oberfläche des Segmentes gerichtet.

Ergebnis:

Simulationen mit Anregung wurden zunächst am durchgängigen Schlitz durchgeführt (siehe auch [1], [2]), zum einen bei festgehaltener Anregeintensität und variierender Frequenz, zum anderen bei konstanter Anregefrequenz und unterschiedlichen Intensitäten. Diese Ergebnisse werden dann mit denen der Simulationen mit segmentierter Anregung verglichen um zu untersuchen, ob Längswirbel angeregt werden können und ob diese die dreidimensionalen Effekte der Strömung, die durch die Pfeilung entstehen, schwächen können. Weiterhin wird untersucht, ob ein Auftriebsgewinn durch verstärkte Durchmischung der Strömung erzielt werden kann. Dies stellt einen vielversprechenden Ansatz dar, da durch die Anregung von Längswirbeln die Energie der Anregung besser verteilt wird.

In ersten Simulationen mit segmentierter Anregung zeigte sich bereits eine spannweitig ungleiche Verteilung der Strukturen (siehe Abb. 1(b)), was eine der Voraussetzungen dafür ist, dass Längswirbel entstehen können.

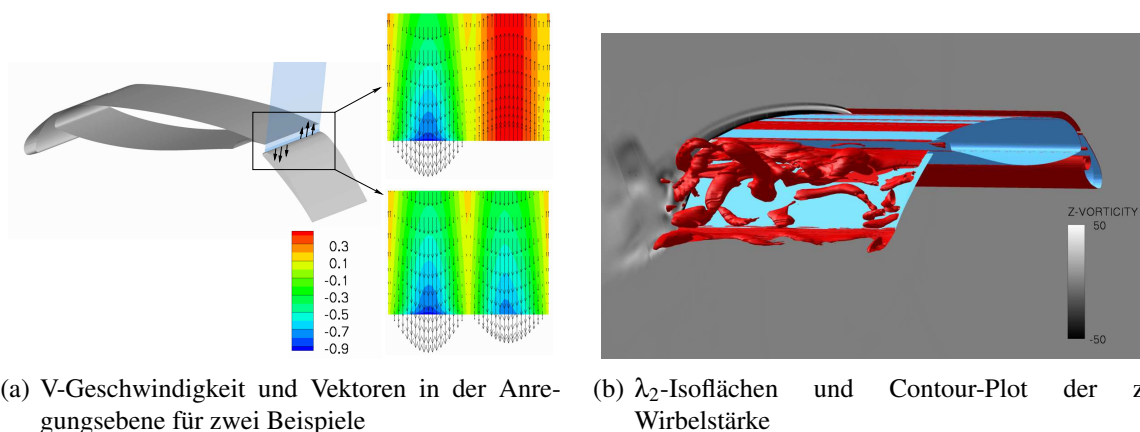


Abbildung 1: Ergebnisse der Simulationen mit segmentierter Anregung

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. *AIAA-Paper 2007-265*, 2007
- [2] M. SCHATZ, B. GÜNTHER, F. THIELE: Computational Investigation of Separation Control for High-Lift Airfoil Flows. In R. King, editor, *Active Flow Control*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, vol. 95, Springer, 2007

Weiteres Vorgehen:

Als nächster Schritt werden weitere Simulationen mit segmentierter Anregung durchgeführt, wobei der Einfluss verschiedener Anregeparameter (Intensität, Frequenz, Phasenverschiebung) untersucht wird und die Ergebnisse mit denen der durchgehenden Anregung verglichen werden.

Mitteilung

Projektgruppe: Flow Control

Ansprechpartner: Christoph Jensch, Kai Christoph Pfingsten, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2973

Telefax: (0531) 391-5259

e-mail: c.jensch@tu-bs.de

weitere Partner: -

Thema: Numerische Untersuchung zur Verbesserung der Zirkulationskontrolle am Tragflügelprofil durch Ausblasen an Nase und Variation der Spalthöhe

Ausgangssituation:

Spaltlose Klappensysteme mit Zirkulationskontrolle besitzen das Potenzial, gleichwertige oder höhere Auftriebsbeiwerte als konventionelle Klappensysteme wie zum Beispiel Fowlerklappen zu erzeugen [1]. Dadurch kann die Länge der für Start und Landung benötigten Bahn verkürzt und durch steilere An- und Abflugtrajektorien auch die Lärmbelastung in Bodennähe reduziert werden. Weiterhin ergibt sich durch den Verzicht auf herausfahrbare Spaltklappen auch die Möglichkeit, die strukturelle Komplexität und mit ihr das Gewicht des Klappensystems zu reduzieren. Allerdings ist bisher unbekannt, in wie weit durch zusätzliches Ausblasen an der Profilnase und durch Variation der Höhe des Ausblasespalts die Effizienz der Zirkulationskontrolle gesteigert werden kann. Insbesondere besteht die Frage, ob der für vorgegebene Auftriebsbeiwerte erforderliche Impulsbeiwert der ausgeblasenen Luft weiter reduziert werden kann.

Ziel:

Mit Hilfe numerischer Simulationen sollen die aerodynamischen Eigenschaften eines Tragflügelprofils mit Zirkulationskontrolle für unterschiedliche Klappenwinkel, Machzahlen der Anströmung und Anstellwinkel ermittelt werden. Es soll erforscht werden, unter welchen Bedingungen zusätzliches Ausblasen von Luft an der Profilnase sinnvoll ist. Weiterhin soll die Spalthöhe variiert werden, um die Wirkungsweise der Zirkulationskontrolle zu optimieren und das Verhältnis aus Steigerung des maximalen Auftriebsbeiwerts zu benötigtem Impulsbeiwert zu erhöhen.

Lösungsweg:

Das für die numerischen Untersuchungen verwendete Tragflügelprofil basiert auf dem FNG-Profil der Fa. Airbus mit einer großen Hochauftriebsklappe, deren Tiefe 30% der Profiltiefe entspricht, wobei die Profiltiefe der Referenzlänge des Tragflügels eines 250-Sitzers entspricht. Unmittelbar stromauf der Klappe befindet sich auf der Konturoberseite ein Spalt mit einer Höhe von 1,25% des anschließenden *Coanda*-Radius R . Für die Untersuchungen des Ausblasens an der Nase befindet sich auf der Konturoberseite des Profils ein weiterer Spalt im Bereich der Profilnase.

Für die numerischen Simulationen wurde der am DLR entwickelte Strömungslöser TAU [2] verwendet. Die Untersuchungen wurden bei Anströmmachzahlen von $Ma_\infty = 0,125$ bis $Ma_\infty = 0,15$ durchgeführt. Klappenauausschläge zwischen $\eta = 50^\circ$ und $\eta = 80^\circ$ wurden betrachtet. Die Impulsbeiwerte der ausgeblasenen Luft wurden für den Spalt stromauf der Klappe zwischen $c_{\mu} = 0,033$ und $c_{\mu} = 0,126$ sowie für den Spalt an der Nase zwischen $c_{\mu} = 0,011$ und $c_{\mu} = 0,033$ variiert. Zur Betrachtung des Einflusses der Spalthöhe auf die Effizienz der Zirkulationskontrolle wurden Spalthöhen von $h = 0,025R$ bis $h = 0,0063R$ untersucht.

Ergebnis:

Die Untersuchungen mit einem zusätzlichen Spalt an der Profilnase haben gezeigt, dass das Ausblasen von Luft an der Nase nur sinnvoll ist, um Ablösung der Strömung an der Nase zu verhindern. Andernfalls ist es effektiver, den gesamten zur Verfügung stehenden Impuls stromauf der Hinterkantenklappe einzusetzen, da in dem Fall für gleiche Impulsbeiwerte höhere Auftriebsbeiwerte erzeugt werden. Die Abbildung 1 zeigt entsprechende c_a - α -Kurven für $Ma_\infty = 0,125$ bei Klappen-ausschlägen von $\eta = 80^\circ$. Weiterhin wird durch den Einsatz eines Nasenspalt die Strömungsgeschwindigkeit an der Nase deutlich erhöht. Bei $Ma_\infty = 0,15$ und $\eta = 60^\circ$ sowie Impulsbeiwerten an der Nase/Klappe von $c_{\mu} = 0,033/0,049$ tritt ein Verdichtungsstoß an der Nase auf, wodurch der Vorteil des Schutzes der Profilnase vor Ablösung für diese Konfiguration zu nichte gemacht wird. Für die untersuchte FNG-basierte Konfiguration ergibt sich damit ein effektiver Einsatz des zusätzlichen Ausblasens an der Profilnase erst, sobald sehr hohe Auftriebsbeiwerte bei kleineren Machzahlen wie $Ma_\infty = 0,125$ erreicht werden sollen. Erst in diesen Bereichen tritt ohne zusätzlichen Spalt Ablösung an der Nase auf, welche durch zusätzliches Ausblasen an der Nase verhindert werden kann, solange kein transsonisches Überziehen dominiert.

Die benötigten Impulsbeiwerte bei $\eta = 80^\circ$ sind relativ hoch, wodurch ein verhältnismäßig hoher Energiebedarf entsteht. Zudem wird bei zusätzlichem Ausblasen mit $c_{\mu} > 0,083$ häufig der effektivere Bereich der Grenzschichtkontrolle verlassen und der Bereich der Superzirkulation erreicht. Bei $Ma_\infty = 0,125$ und $\eta = 80^\circ$ sowie einem Impulsbeiwert von $c_{\mu} = 0,083$ stromauf der Klappe reduziert sich somit das Verhältnis von Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts zu benötigtem Impulsbeiwert durch zusätzliches Ausblasen an der Nase mit $c_{\mu} = 0,043$ von $\Delta c_{a, \max}/c_{\mu} = 49$ auf 37. Eine Reduzierung der bisher verwendeten Spalthöhe von $h = 0,0125R$ bietet eine Möglichkeit, die Effizienz des Spalts vor der Klappe zu erhöhen. Für die untersuchten Konfigurationen ergaben sich optimale Spalthöhen im Bereich von $h = 0,0078R$. Zum Beispiel konnte bei einer Konfiguration mit $Ma_\infty = 0,15$ und $\eta = 50^\circ$ durch die Reduzierung der Spalthöhe bei einem Impulsbeiwert von $c_{\mu} = 0,033$ die Effektivität von $\Delta c_{a, \max}/c_{\mu} = 55$ auf 71 gesteigert werden. Der für einen gegebenen Auftriebsbeiwert benötigte Impuls konnte für die untersuchten Konfigurationen damit um ungefähr 20% reduziert werden, und damit erscheinen Anwendungen dieser Technologie auf Verkehrsflugzeuge aussichtsreich.

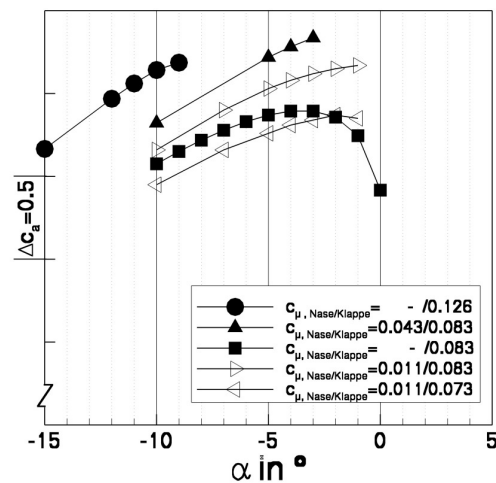


Abbildung 1: c_a über α
 $\eta = 80^\circ$; $Ma_\infty = 0,125$; $Re = 17,5 \cdot 10^6$

Literatur:

- [1] K.-C. Pfingsten, C. Jensch, K. W. Körber, R. Radespiel: *Numerical Simulation of the Flow Around Circulation Control Airfoils*. First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 2007.
- [2] DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology: *Tau-Code User Guide*. Release 2006.1.0, April 11, 2006.
- [3] K. Gersten, R. Löhr: *Untersuchungen über die Auftriebserhöhung eines Tragflügels bei gleichzeitigem Ausblasen an der Hinterkantenklappe und an der Profilnase*. Institutsbericht 62/34, Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig, 1962.

Weiteres Vorgehen:

Für ausgewählte Konfigurationen sollen dreidimensionale numerische Simulationen durchgeführt werden, um die aerodynamischen Eigenschaften eines 3D-Tragflügels mit Zirkulationskontrolle zu untersuchen. Weiterhin sollen Windkanaluntersuchungen folgen, um die Ergebnisse der numerischen Simulationen zu verifizieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Dipl.Ing. Lars Krenkel¹, Dr.Ing. Henning Rosemann²

Institution: Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
¹: Abteilung Fluid Systeme
²: Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: (¹) +49(0)551 7092282
(²) +49(0)551 7092260

Telefax: (¹) +49(0)551 7092241
(²) +49(0)551 7092811

e-mail: (¹)Lars.Krenkel@dlr.de
(²)Henning.Rosemann@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Investigation of Shock Wave/Boundary Layer Interaction
and its Control with Vortex Generators

Ausgangssituation: Aircraft manufacturers are forced by the general increasing environmental awareness together with the passengers' demand for unlimited, fast, and cheap mobility as well as by the airlines' demand for efficient aircrafts with low operating costs to improve current aircrafts and to develop new aircraft types. The main objectives are improved flight performance and increased economic efficiency compatible with the environment. Beside expedited turn around and reduced service times the key objective to enhance flight performance is an increased cruise speed. Unfortunately, this leads directly to the problem of shock wave/boundary layer interaction together with shock induced boundary layer separation as a result of local areas with supersonic flow over the airfoil. The total pressure loss over the developing shock and drag penalties related to shock induced boundary layer thickening are effectively limiting the maximum economic cruise speed of an aircraft.

Ziel: Evaluation of the general ability of vortex generators to influence and to control the shock wave-/boundary layer interaction and to achieve drag reduction through shock weakening and boundary layer thinning as well as by prevention of boundary layer separation.

Lösungsweg: Both experiments and numerical simulations have been carried out focusing on the effect of different vortex generator types and their arrangement in arrays on a typical transonic flow regime with a shock and hence related shock wave/ boundary layer interaction. Shock induced boundary layer thickening and separation as well as shock oscillation are typical phenomena for such flow regimes. Conventional vortex generators (VG) as well as blown vortex generator jets (VGJ) have been investigated experimentally on a flat plate with superimposed transonic pressure distribution and a supercritical airfoil at transonic speeds. Numerical Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) simulations have been carried out using the unstructured DLR TAU code. The efficiency of the VGs has been measured and compared in terms of shadow graphs, static pressure distributions, volume flow measurements in case of VGJs and the total pressure information provided by an in cross-stream direction adjustable wake/boundary layer rake located downstream of the shock position. The results of the numerical TAU simulation allowed for gaining a better understanding of the governing physics of vortex generators and hence for getting an idea on how to control the shock wave/boundary layer interaction efficiently.

STAB

Ergebnis: In general, as experiments have revealed, vortex generator have the ability to considerably affect the SW/BL interaction as long as the produced vortices are strong enough in the vicinity of the shock wave. This requires either a sufficient overall strength and size of the generated vortices or the distance between the VG device and the area of influence to be of optimal length with regard to growing rate and vortex decay. A set-up of 8 conventional counter rotating VG pairs (type 1, *Figure 1*) placed on a 2D supercritical VA-2 airfoil (1m span) in the transonic wind tunnel Göttingen (TWG) at $M=0.765$ and $\alpha=1.7^\circ$ showed a reduction in shock oscillation amplitude of approx. 2/3 at almost similar oscillation frequency. A comparable set-up with smaller VGs (type 2, *Figure 1*) showed a nearly identical reduction in shock oscillation amplitude but causing less parasitic drag.

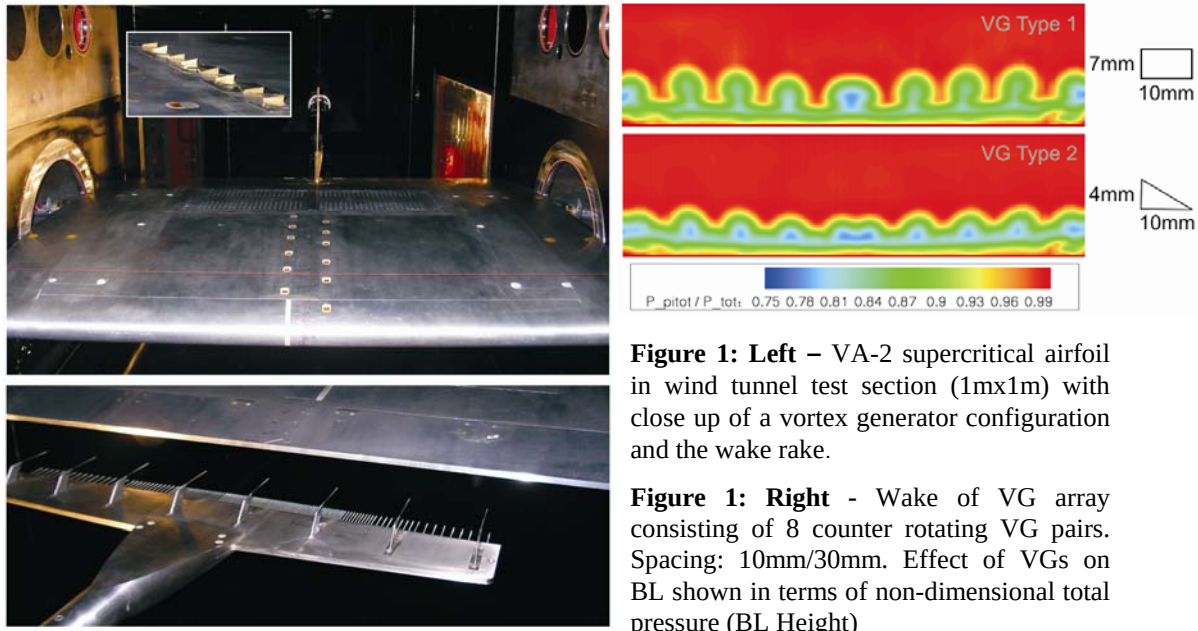
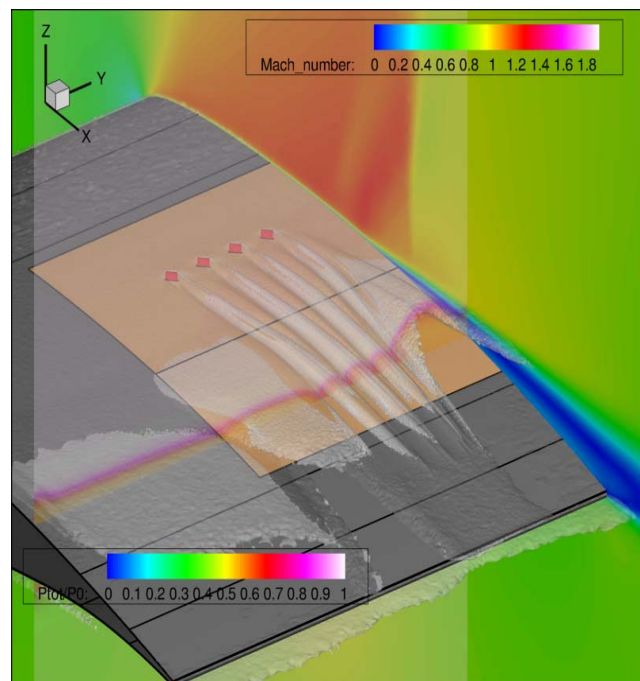


Figure 3: Numerical RANS simulation of an airfoil with vortex generator (VG) array consisting of 4 co-rotating conventional vane type VGs. Colour coded is the mach number on a slice in stream wise direction and shown in span wise direction with transparency is the dimensionless boundary layer height (P_{tot}/P_0). Additionally, an iso-surface plot of the vorticity is shown.



weiteres Vorgehen: Due to the large number of parameters affecting the efficiency of a vortex generator set-up for controlling shock induced separation, total pressure loss and buffet, a first step in finding optimal configurations will be the development of an objective criterion for evaluating the performance of a chosen vortex generator set-up.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Plasma-Aktuatoren

Ansprechpartner: J. Kriegseis, T. Dehler, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166210
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: kriegseis@sla.tu-darmstadt.de

Thema: **Strömungsverhalten in nächster Umgebung eines Plasma-Aktuators**

Ausgangssituation:

Die Schwerpunkte der Forschungen mit Plasma-Aktuatoren am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA) der TU Darmstadt liegen bei der Grenzschichtbeeinflussung auf Oberflächen ohne Krümmung, bzw. von Grenzschichten ohne und mit schwachen Druckgradienten. Experimentell konnten von Grundmann beachtliche Transitionsverzögerungen mit stationär arbeitenden Aktuatoren [1] und im gepulsten Modus [2] gezeigt werden. Die Ergebnisse wurden von Quadros numerisch verifiziert [3]. Die geometrische Konfiguration des Aktuators hat sich als besonders bedeutungsvoll hinsichtlich der Erzielbarkeit einer erfolgreichen Störungs-dämpfung bzw. Grenzschichtstabilisierung herausgestellt und ist somit ein entscheidender Einflussfaktor für eine erfolgreiche Transitionsverzögerung. Durch erste PIV-Untersuchungen im Längsschnitt der Aktuatorströmung und anschließende POD-Analyse der räumlichen Geschwindigkeitsverteilung in nächster Umgebung der oberen Elektrode des Aktuators konnte Kriegseis [4] zeigen, dass in ruhender Umgebungsluft Rezirkulationszonen mit parameterabhängig unterschiedlich starker Ausprägung auftreten, deren Effekte die stabilisierende Wirkung des Aktuators beim Einsatz in einer Grenzschicht schwächen und sogar kompensieren können. Die Tendenzen der Windkanalexperimente bezüglich der optimalen Breite der oberen Elektrode konnten dabei bestätigt werden.

Ziel:

Der Zusammenhang zwischen der räumlichen Verteilung der erzeugten Volumenkraft des Aktuators und der daraus resultierenden räumlichen Geschwindigkeitsverteilung soll genauer verstanden werden. Mit dem Ziel einer optimalen Transitionsverzögerung durch Verwendung des Aktuators soll die parameterabhängige Intensität verschiedener Bewegungsmuster im Strömungsfeld untersucht werden. Da Schwankungen bzw. Fluktuationen dieser Muster als transitionsbegünstigende Stör-Amplituden und –frequenzen interpretiert werden können, ist eine genaue Kenntnis der Kopplung zwischen erzeugter Volumenkraft und resultierendem Strömungsbild von hoher Wichtigkeit. Bei Minimierung solcher Störungen überwiegt die stabilisierende Wirkung des Aktuators, sodass eine erfolgreiche Transitionsverzögerung möglich ist.

Lösungsweg:

Der bereits in [4] beschriebene Parameterraum im Längsschnitt (Ebene I) des Aktuators wurde um die beiden Ebenen des Quer- und des Horizontalschnitts erweitert (vgl. Abb.1, Ebenen II u. III) und mit der POD-Methode ausgewertet. Dadurch war es möglich Fluktuationen in Spannweitenrichtung zu berücksichtigen und die Bewegungsmuster der verschiedenen Ebenen in

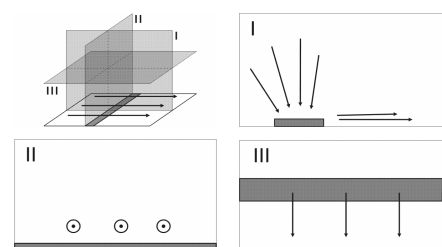


Abb.1: Untersuchte Messebenen;
obere Elektrode grau markiert.

Kombination zu beurteilen. In den Rohbildern des Horizontalschnitts der PIV-Experimente konnte Plasma visuell erfasst werden (vgl. Abb.2). Eine gemeinsame (gekoppelte) POD-Analyse der Grauwerte des Plasmabereichs und der umliegenden Geschwindigkeitsvektoren ermöglicht eine Verknüpfung zwischen Ursache (Plasma) und Wirkung (Geschwindigkeitsfeld). Die Methode der POD-Analyse wurde von Direct-POD auf Snapshot-POD umgestellt, um bei gegebenen Rechnerressourcen höheraufgelöste Ergebnisse erzielen zu können.

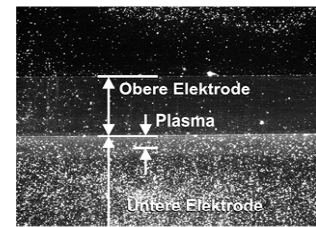


Abb.2: PIV-Rohbild

Ergebnis:

Exemplarisch sind in Abb. 3 das Mittelbild (Mode 0) und das leistungstärkste überlagerte Bewegungsmuster (Mode 1) in den Ebenen I und III (1mm über der Platte) gegenübergestellt. Die Existenz des Halbsattels S' bzw. der Trennstromlinie in Ebene I ist als Naht zwischen getrennten Strömungsbereichen in Ebene III zu erkennen. Die Trajektorie des Halbsattels (S') bzw. eine Fluktuation der Naht in Ebene III kann als Störung der Grundströmung im Bereich des Aktuators interpretiert werden.

Erste Ergebnisse der Untersuchungen mit der gekoppelten POD-Methode sind in Abb. 4 dargestellt. Hier kann der Zusammenhang zwischen der Plasmaintensität und dem daran gekoppelten Geschwindigkeitsfeld verdeutlicht werden. Eine Überlagerung des Mittelbilds mit einem positiven Mode 2 bedeutet eine Verstärkung eines Plasmafilaments und dadurch eine Steigerung des Geschwindigkeitsgradienten in nächster Umgebung des Filaments. Bei Überlagerung mit negativem Koeffizienten wird neben einer Abschwächung des Filaments auch der Geschwindigkeitsgradient an dieser Stelle schwächer.

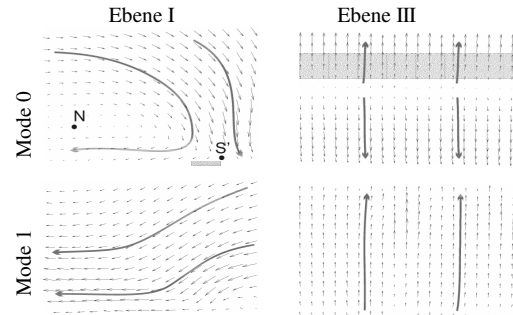


Abb.3: Moden 0 u. 1 in den Ebenen I u. III; obere Elektrode grau markiert.

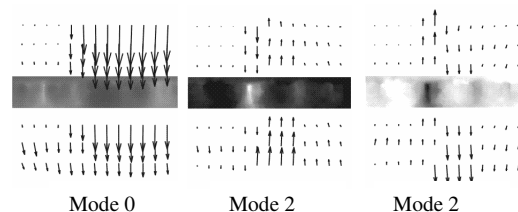


Abb.4: Kopplung zwischen Plasma und Geschwindigkeitsfeld (Ebene III); Mittelbild und vorzeichenabhängige Fluktuation des zweiten Modes.

Literatur:

- [1] Grundmann, S., Tropea, C. (2007) Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators. Exp Fluids, Vol. 42, 2007, pp. 653-657
- [2] Grundmann, S., Tropea, C. (2007) Active cancellation of artificially introduced Tollmien-Schlichting waves using plasma actuators. Exp Fluids, Vol. 44, 2007, pp. 795-806
- [3] Quadros, R., Grundmann, S., Tropea, C. (2008) Numerical Simulations of the Transition Delay Using Plasma Actuators. 7th Int. ERCOFTAC Symp. on Engg. Turb. Modelling and Meas. - ETMM7, Limassol, Cyprus
- [4] Kriegseis, J., Quadros, R., Grundmann, S., Tropea, C. (2007) Bewegungsmuster im Nahfeld eines Plasma-Aktuators bei ruhender Luft. 13. STAB Workshop; November 2007; DLR Göttingen, Germany

weiteres Vorgehen:

Die topologische Untersuchung der POD-gefilterten Datensätze ist derzeit in Bearbeitung, so dass eine Überlagerung der ermittelten Störtrajektorien auf eine Grundströmung und anschließende Analyse mit der Methode der LST durchgeführt werden kann. Somit kann Aufschluss über die parameterabhängige Wirkungsweise der unterschiedlichen Aktuator Konfigurationen erlangt werden, wodurch sie als wirkungsvoll bzw. harmlos hinsichtlich der Stabilität einer Grenzschicht eingeordnet werden können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: H. Lüdeke Tel. 0531/295-3315 heinrich.luedeke@dlr.de
N.D. Sandham Tel. 0531/295-3315 n.sandham@soton.ac.uk
V. Wartemann Tel. 0531/295-3315 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: University of Southampton, UK, Southampton SO17 1BJ

Thema: Numerical Investigation of Transition Control by Porous surfaces in Hypersonic Boundary Layers.

Ausgangssituation: In contrast to the low speed regime the nonlinear disturbance evolution in hypersonic boundary layer flows occurs relatively slowly over long length scales. In the case of low level free stream disturbances and negligible surface roughness, the transition process is dominated by exponentially growing Mack modes. For these modes the boundary layer acts as a wave guide for acoustic noise, where selected frequencies are trapped and amplified, eventually leading to transition. Recently performed stability analysis and experimental studies suggested that this mechanism can be delayed by using an ultrasonically absorptive surface to damp out the Mack mode [1].

Ziel: Goal of this study is a numerical investigation of the effect of porous surfaces on transition in hypersonic boundary layers to provide numerical tools for the prediction of the delay and the dominating physical mechanisms. Numerical studies of different accuracy and effort are expected, starting from stability theory coupled with standard CFD simulations of entire configurations as well as basic studies of single surface pores by DNS. All these techniques have to be verified by analytical solutions and validated by experimental data from literature as well as planned experimental campaigns in the HEG facility.

Lösungsweg: Direct numerical simulations have been carried out by a fourth order compact finite difference version of the DLR-Flower code implemented by Stephan Enk [2]. Different two- and three-dimensional geometries of the porous surface are investigated (Fig. 1). Further simulations of a blunt cone by the second order finite volume version of Flower will be used for comparison with stability theory of the porous surface of such configurations [3].

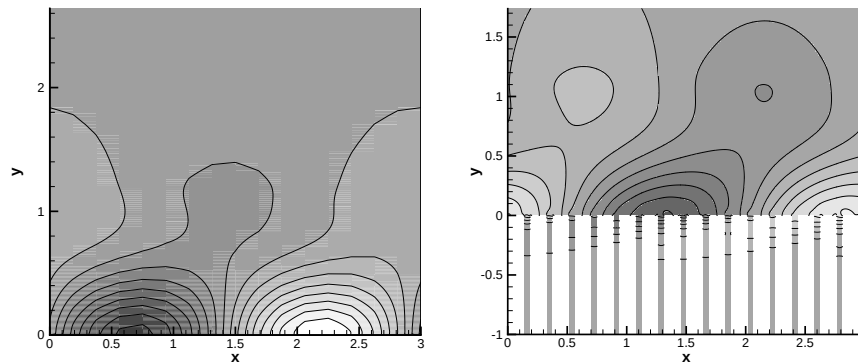


Bild 1: pressure contours inside a Mach 6 boundary layer. Left: Developed Mack mode over a smooth surface. Right: same situation on a surface with 16 pores

Ergebnis: Preliminary simulations of Mack Modes on smooth surfaces have shown excellent agreement with linear stability theory (Fig. 2). Also the damping effect of the porosity was shown conclusively. The boundary layer profiles of the blunt cone agree well with literature data from former studies and will be used for future stability analysis by the NOLOT code (Fig. 3).

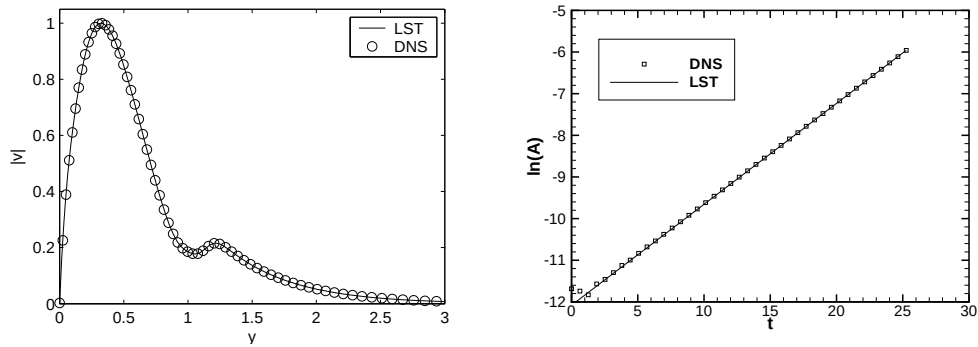


Bild 2: Smooth wall simulation of a Mack mode in an $M = 6$, $Re = 20000$ boundary layer with $T_w = T_{aw}$, Left: comparison of eigenfunction shape. Right: Direct numerical simulation of disturbance amplitude (symbols) and linear stability theory growth rate (solid line)

weiteres Vorgehen: Further configurations of porous surfaces at different boundary conditions and temperatures will be investigated. Generic porous boundary conditions into Flower and NO-LOT will be implemented for further steps of the study. Finally comparisons with HEG wind tunnel studies will be carried out.

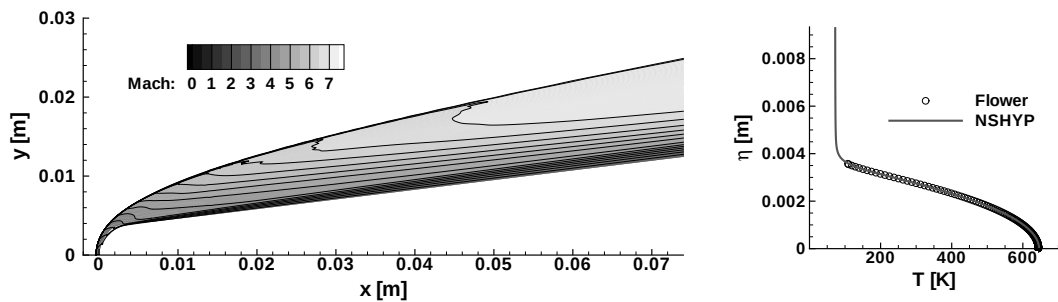


Bild 3: Left: Mach Number distribution of blunt cone at Mach 8. Right: comparison of temperature boundary layer profiles by different codes at $x = 0.8$ m.

Literatur:

- [1] Fedorov, A.V., Malmuth, N.D., Rasheed, A. and Hornung, H.G. 2001 Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings. *AIAA Journal* **39**(4), 605-610.
- [2] Enk, S. 2007 Ein Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES. DLR IB-124-2007/8, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, Germany.
- [3] Rosenboom, I., Hein, S., Dallmann, U. 1999 Influence of Nose Bluntness on Boundary Layer Instabilities in Hypersonic Cone Flows. AIAA 99-3591, 30th AIAA Fluid Dynamics Conference 28 June - 1 July, 1999 / Norfolk, Virginia.

Datum: 16. Juni 2008

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: T. Ludewig, R. Niehuis, M. Franke

Institution: Institut für Strahlantriebe, UniBw München

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** 089/6004 – 3537
85577 Neubiberg **Telefax:** 089/6004 – 4440
e-mail: tom.ludewig@unibw.de

weitere Partner: MTU Aero Engines GmbH, München

Thema: **Vergleich des Leistungspotentials aktiver und passiver
Methoden der Grenzschichtbeeinflussung an einem
Niederdruck-Turbinengitter**

Ausgangssituation:

Die Qualität moderner Triebwerke orientiert sich in Zeiten steigender Treibstoffkosten und immer strikterer Emissionsschranken nicht mehr ausschließlich an Schubstärke und Zuverlässigkeit, sondern in wachsendem Maße auch an umweltpolitischen Faktoren. Für Parameter wie Brennstoffverbrauch und Abgasemissionen spielt neben aerodynamischen Einflüssen vor allem das Triebwerksgewicht eine entscheidende Rolle. Die Reduktion dieses Gewichtes kann zum Beispiel durch Verringerung der Schaufelanzahl erfolgen, was jedoch bei konstanter Arbeitsumsetzung zwangsläufig zu höheren Schaufellasten und der Gefahr von Strömungsablösungen führt. Diese gilt es mit geeigneten Maßnahmen zu minimieren oder im Idealfall sogar gänzlich zu unterdrücken.

Ziel:

Das Ziel der vorgestellten Untersuchungen ist das Aufzeigen des Leistungspotentials von aktiven und passiven Methoden der Grenzschichtbeeinflussung zur Vermeidung von Ablösephänomenen an einem hoch belasteten Niederdruck-Turbinengitter. Am Beispiel zweier Turbulatorstrukturen sowie der saugseitigen Ausblasung sollen derartige Maßnahmen bei stationärer wie periodisch instationärer Zuströmung vergleichend beurteilt werden. Mittels der genutzten Beeinflussungsmaßnahmen können je nach Typ zusätzliche Energieanteile in die energiearme laminare Grenzschicht eingebracht oder durch Strukturierung der Oberfläche Instabilitäten generiert werden, die eine vorzeitige Transition und somit eine Stabilisierung gegen Ablösephänomene bewirken.

Lösungsweg:

Das Niederdruck-Turbinengitter wurde experimentell in den Geometrievarianten aufgeraute Oberfläche, negative Stufe und Ausblasung an zwei axialen Positionen im Hochgeschwindigkeits-Gitterwindkanal (HGK) der Universität der Bundeswehr München untersucht. Dabei kamen Messungen der statischen Profildruckverteilung wie auch der Ausprägung der Profilmachläufe durch Fünfflochsonden zum Einsatz. Mittels Nachlaufdellengenerator wurde zudem der Einfluss periodisch instationärer Zuströmung entsprechend den Verhältnissen einer Turbomaschinenströmung integriert.

Ergebnis:

Auf Basis der aus den Profildrücken gewonnenen Verteilungen des dimensionslosen Druckbeiwertes und der aus den Nachlaufdaten ermittelten Totaldruckverluste und Abströmwinkel sind Rückschlüsse auf die Ausprägung der zu beeinflussenden Ablösephänomene der Grenzschicht und die Wirksamkeit der untersuchten Maßnahmen möglich. Es zeigt sich, dass alle untersuchten Konfigurationen prinzipiell in der Lage sind, vor allem im relevanten unteren Reynoldszahlen-Bereich der Ablösetendenz entgegen zu wirken und die Totaldruckverluste entsprechend zu senken. Als besonders effizient erweist sich dabei vor allem die negative Stufe. Durch die hinlänglich bekannten positiven Effekte periodisch auftretender Nachläufe einer stromauf befindlichen Schaukelreihe auf die Ausprägung von Ablösephänomenen kommt es jedoch zu einer Einschränkung des Wirkungspotentials der untersuchten Methoden der Grenzschichtbeeinflussung.

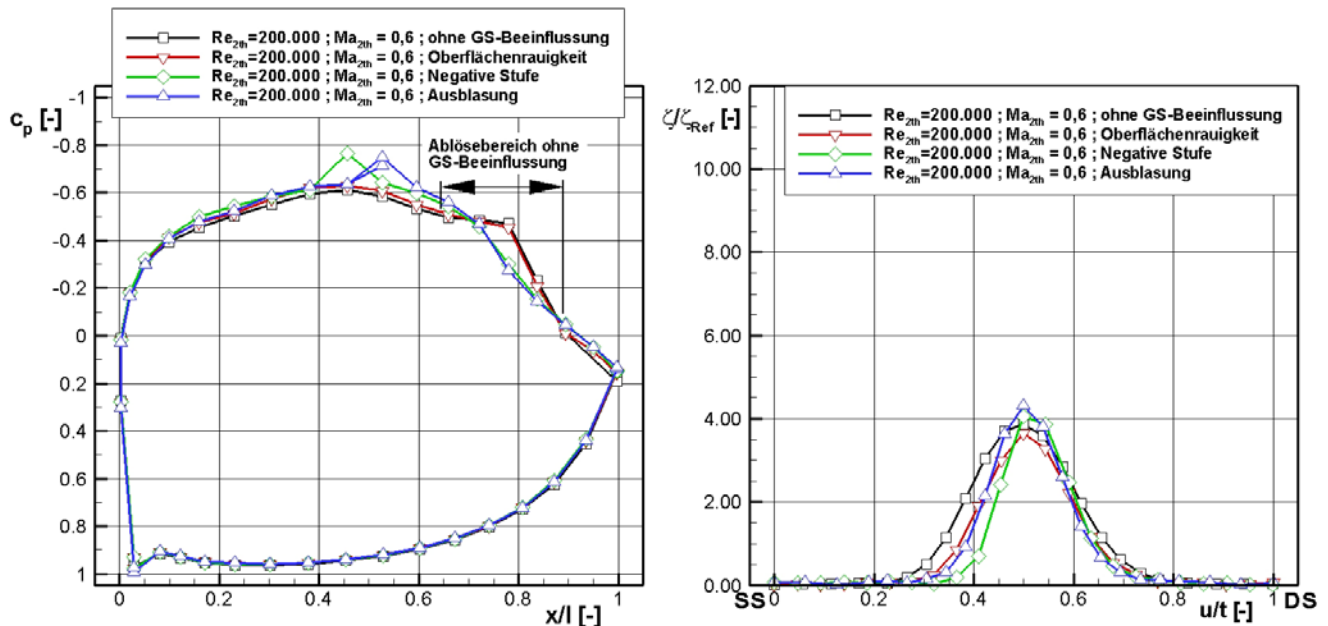


Abbildung 1: Untersuchte Methoden der Grenzschichtbeeinflussung im Auslegungsbetriebspunkt. Links: Verteilung des dimensionslosen Druckbeiwertes auf dem Profil. Rechts: Dimensionslose Totaldruckverluste in der Nachlaufzelle bezogen auf den integralen Wert im Falle ohne Grenzschichtbeeinflussung

Literatur:

Sturm, W., Fottner, L.: „The High-Speed Cascade Wind-Tunnel of the German Armed Forces University Munich”, Paper presented at the 8th Symposium for Measurement Techniques in Transonic and Supersonic flows in Cascades and Turbomachinery, Genoa, Italy, 1995.

Brunner, S., Fottner, L.: „Untersuchungen zum Einfluss der Rotor-Stator Interaktion auf die saugseitige Transition eines hochbelasteten ungekühlten Niederdruck-Turbinengitters“, DGLR-JT99-078, UniBwM, 1999.

Vera, M., Zhang, X.F., Hodson, H.: „Separation and Transition Control on an Aft-Loaded Ultra-High-Lift LP Turbine Blade at low Reynolds Numbers: High-Speed Validation.“, ASME Paper No. GT2005-68893, 2005.

weiteres Vorgehen:

Auf Basis der erzielten Ergebnisse sollen die untersuchten Geometrien weiter auf ihre Zielsetzung hin optimiert werden. Darüber hinaus sind detaillierte Untersuchungen der Grenzschichtentwicklung mit umfangreichen Hitzdrahtmessungen geplant.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:	Laminarhaltung und Transition		
Ansprechpartner:	Christoph Mack, Jörn Sesterhenn		
Institution:	Universität der Bundeswehr (UniBw) München		
Adresse:	Werner-Heißenberg-Weg 39 85577 Neubiberg/München	Telefon:	089 / 6004-2148
		Telefax:	089 / 6004-2135
		e-mail:	christoph.mack @unibw.de
weitere Partner:	Peter J. Schmid		
Thema:	Globale Stabilitätsanalyse der schiebenden, kompressiblen Vorderkantenströmung		

Ausgangssituation: Für die Laminarhaltung der Strömung an einem schiebenden Tragflügel ist die Stabilität der kompressiblen Vorderkantenströmung von entscheidender Bedeutung, wobei mehrere Instabilitäten in einer geometrisch komplexen, dreidimensionalen Situation konkurrieren. Diese Instabilitäten zu charakterisieren und den auftretenden laminar-turbulenten Strömungsumschlag stromab zu verlagern, ist das Ziel jahrzehntelanger Forschung. Um ein vertieftes Wissen über diese Instabilitätsmechanismen zu erwerben, wird die Vorderkantenströmung mit einer zeitlichen globalen Stabilitätsanalyse auf ihr Verhalten gegenüber kleinen Störungen untersucht. Das dabei auftretende Eigenwertproblem ist aufgrund der Komplexität der Grundströmung sehr groß und kann nur mittels iterativer Verfahren gelöst werden.

Ziel: Ausgehend von dieser Problematik ist es das Ziel, die kompressible Strömung entlang der Vorderkante eines schiebenden Tragflügels mit Hilfe von iterativen Krylov-Unterraum-Verfahren zu untersuchen und einige globale Eigenmoden sowie das zugehörige globale Eigenwertspektrum zu bestimmen.

Lösungsweg: Hierzu wird die schiebende Flügelvorderkante mittels eines schiebenden parabolischen Körpers modelliert (siehe Abbildung 1a). Weiterhin werden die kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen in (p, u, v, w, s) -Formulierung [1] auf einem körperangepassten, krummlinigen Gitter gelöst, und als Methode wird die direkte numerische Simulation (DNS) angewendet [2]. Basierend auf diesem Rechenmodell wird zunächst eine stationäre, dreidimensionale Grundströmung in Abhängigkeit der schiebe Reynoldszahl $Re_s = w_\infty \delta / \nu$ und der schiebe Machzahl $Ma_s = w_\infty / c_\infty$ berechnet (siehe Abbildung 1b).

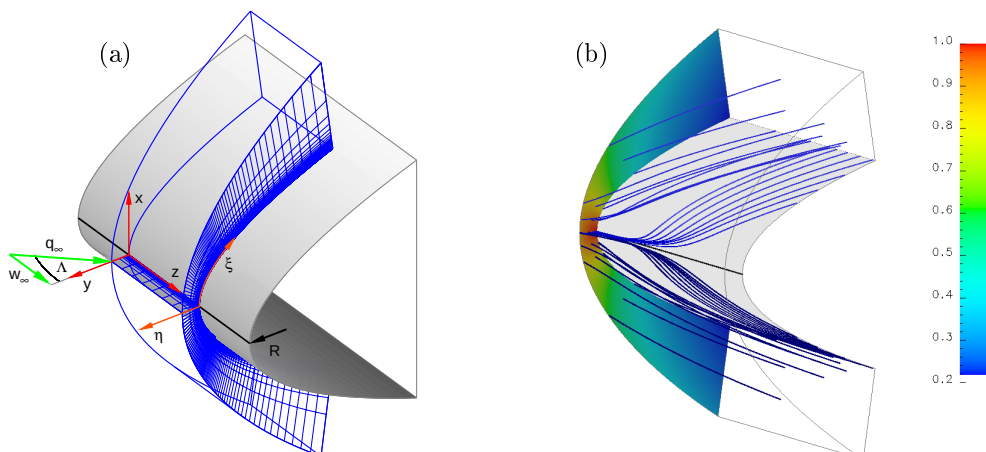


Abbildung 1: (a) Dargestellt sind die modellierte Flügelvorderkante (in grau), das verwendete Rechengitter mit 128×255 Gitterpunkten in η - bzw. ξ -Richtung (in blau) sowie die Koordinatensysteme und die relevanten Strömungsgrößen wie Schiebewinkel Λ und Nasenradius R . (b) Die Abbildung zeigt die berechnete stationäre Grundströmung ($Re_s = 800$, $Ma_s = 1.25$), wobei die Stromlinien (in blau) und die normalisierte Druckverteilung abgebildet sind.

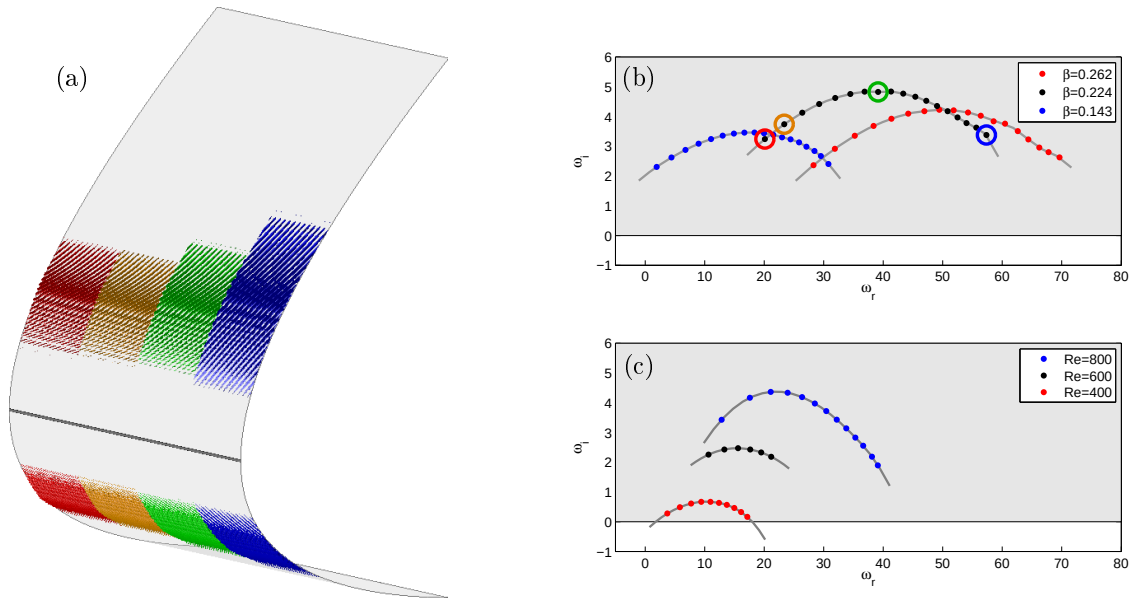


Abbildung 2: (a) Räumliche Verteilung von vier ausgewählten Globalmoden unterschiedlicher Anfachungsrate ω_i und Frequenz ω_r (siehe gekennzeichnete Eigenwerte in (b); Staulinie in schwarz). Dargestellt sind die Isoflächen mit $10^{-3} v_{max}$ der normierten körpernormalen Geschwindigkeit $v(x, y, z) = \text{Real}\{\tilde{v}(x, y) (\sin \beta z + i \cos \beta z)\}$ für $\beta = 0.224$. (b) Abhängigkeit der Anfachungsrate ω_i und der Frequenz ω_r von der Wellenzahl β ; (c) stabilisierende Wirkung der Reynoldszahl Re_s für $\beta = 0.143$ (instabile Halbebene in grau).

Anschließend werden der berechneten Grundströmung $\phi_0(x, y, z)$ infinitesimal kleine, dreidimensionale Störungen $\phi'(x, y, z, t)$ überlagert, um das globale Stabilitätsverhalten zu untersuchen. Die Formulierung $\phi'(x, y, z, t) = \tilde{\phi}(x, y) \exp(i\beta z - i\omega t)$ dient als Ansatz für die Form der betrachteten Störungen; $\tilde{\phi}(x, y)$ repräsentiert die komplexe Eigenfunktion, welche einen Einblick in die räumliche Struktur der Störung liefert, der reelle Parameter $\beta = 2\pi/\lambda$ kennzeichnet die Wellenzahl der Störung in der spannweiten z -Richtung und $\omega = \omega_r + i\omega_i$ charakterisiert das zeitliche Verhalten der Störung.

Das daraus resultierende globale Eigenwertproblem wird schließlich mit Hilfe von Krylov-Unterraum-Verfahren gelöst, die, wie Edwards *et al.* [3] gezeigt haben, effizient zur iterativen Lösung von hydrodynamischen Stabilitätsproblemen eingesetzt werden können. In dieser Arbeit wird ein globaler Stabilitätslöser basierend auf dem Arnoldi Verfahren verwendet.

Ergebnis: Unter Verwendung dieses Stabilitätslösers wurden die instabilsten Globalmoden $\tilde{\phi}(x, y)$ sowie die dazugehörigen Eigenwerte ω für unterschiedliche Strömungskonfigurationen berechnet. Abbildung 2(a) zeigt die räumliche Struktur der Globalmoden, wobei es sich hierbei um Querströmungswirbel (*cross-flow modes*) handelt [2]. Charakteristische globale Spektren sind in den Abbildungen 2(b) und 2(c) dargestellt; Abbildung 2(b) spiegelt den Einfluss der Wellenzahl β und Abbildung 2(c) den Einfluss der Reynoldszahl Re_s auf den Stabilitätsparameter ω wider.

Literatur:

- 1 J. Sesterhenn, *A characteristic-type formulation of the Navier-Stokes equations for high-order upwind schemes*, Comput. Fluids, 30:37-67 (2001)
- 2 C.J. Mack, P.J. Schmid J.S. Sesterhenn, *Global stability of swept flow around a parabolic body: connecting attachment-line and cross-flow modes*, J. Fluid Mech., In Press (2008)
- 3 Edwards, W.S., Tuckerman, L.S., Friesner, R.A., Sorensen, D.C., *Krylov Methods for the Incompressible Navier-Stokes Equations*, J. Comput. Phys., 110:82-102 (1994)

weiteres Vorgehen: Anwendung des entwickelten globalen Stabilitätslösers zur Untersuchung weiterer Instabilitätsmechanismen, wie beispielsweise akustischer Moden.

Datum: 30.06.2008

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Saqib Mahmood

Institution: Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig
Deutschland

Telefon: (+49 531) 391-2992
Telefax: (+49 531) 391-5952
e-mail: sa.mahmood@tu-bs.de

Weitere Partner: Prof. R. Radespiel

Thema: Numerical Investigation of Jet Actuator using Chimera Grids

Ausgangssituation: In this project the jet actuators will be numerically investigated. Such type of Active Flow Control device delays separation over a wing by generating a longitudinal vortex in the boundary layer with the effect of transversely blowing out compressed air. This leads to an increase of momentum near to the wing. Experiments made by the workgroup Flow Control and Measurement showed that this type of jet actuator is quite effective.

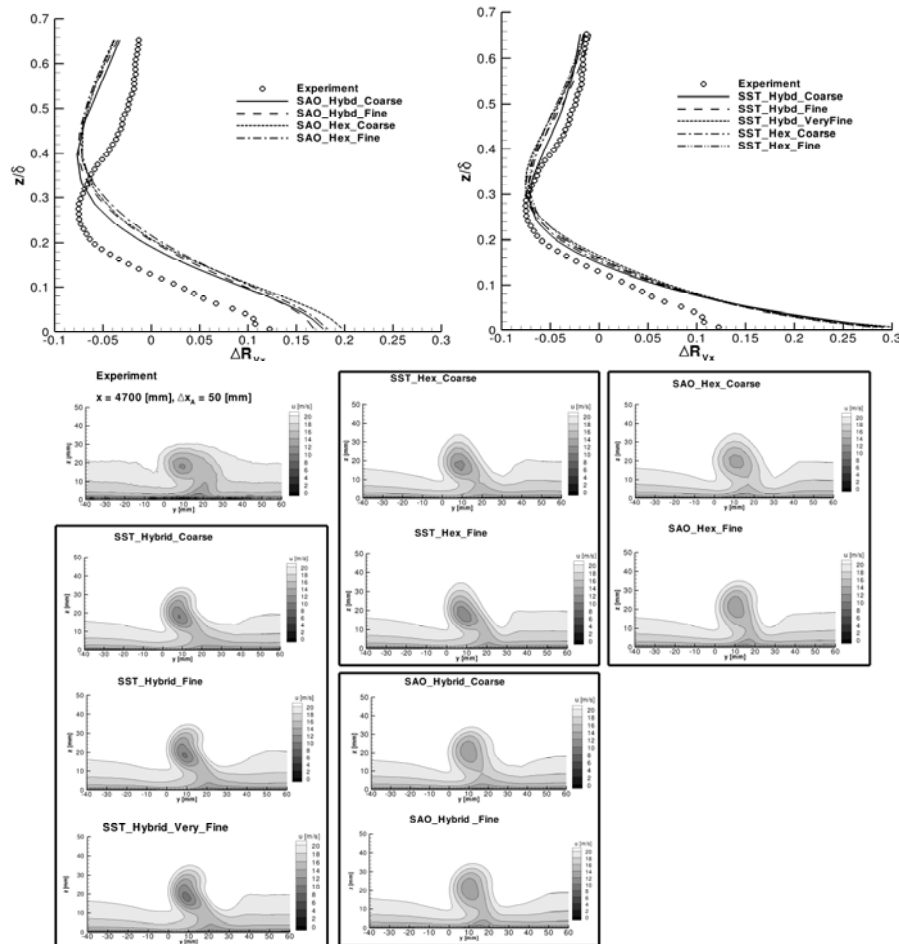
Ziel: The aim of the project is to numerically investigate the effects of the jet actuator via Chimera Grids. In order to optimize the geometry and the control of the jet actuators, an efficient numerical approach was required. This requirement is fulfilled by performing the RANS/DES simulation over the flat plate and airplane wing using the DLR TAU Code.

Lösungsweg: The studied actuators are vortex-generator jets with a round or rectangular shape and a variable orientation of the actuator exit. The actuator was simulated at flow conditions which were found during measurement in the MUB (Modellunterschallwindkanal Braunschweig), which is a closed-circuit atmospheric wind tunnel with a $1.3 \times 1.3 \times 6.0 \text{ [m]}^3$ test section. Free-stream velocities up to 55 [m/s] can be reached. Inside the test section a 5.7 [m] long flat plate with an elliptical leading edge is installed 300 [mm] above the tunnel floor. The actuator is located 4650 [mm] behind the leading edge of the flat plate and the resulting Reynolds number at this location is 7.67×10^6 for a free-stream velocity $U=25 \text{ [m/s]}$ and velocity ratio of 2.5. The numerical investigations have been compared with a test case of $U=25 \text{ [m/s]}$.

The overlapping grids were constructed with an approach of global and local grids namely as Chimera grids. The local grid comprises of the actuator and the domain downstream of the actuator to capture the vortical flow phenomenon. The global grid comprises of domain extents including the manual hole cut that should fit the local grid at the particular position on the flat plate. The global grid is completely structured and has a resolution of 30 (resp. 60) grid points inside the boundary layer. For the local grid hybrid and hexahedral meshing strategy have been adopted to see the effect of the grid. This approach has been chosen to easily handle the large scaling differences between the flat plate which is 5.7 [mm] long and the actuator which has a diameter of 6.4 [mm] . Additionally it allows changing the local grids in the vicinity of the actuator independently of the global grids, which is quite flexible and efficient way of performing simulations of different actuator geometries.

STAB

Ergebnis: At present, the RANS results obtained using chimera grids proved to be quite effective and beneficial to simulate such flows over the flat plate. The effects of the grid resolution and eddy viscosity turbulence models have been examined based on the experiment. The numerical results show quite good behavior in predicting the flow phenomenon. The following figure represents the non-dimensional momentum coefficient and the u-velocity [m/s] component downstream of the actuator. The results were obtained using Spalart Allmaras Original (SAO) and Menter Shear Stress k- ω Model (SST) available in DLR-TAU Code over the hybrid and hexahedral grids.



Literatur:

Kähler, C. J.; Scholz, P.; Ortmanns, J. and Radespiel, R.: Towards Active Control of Leading Edge Stall by Means of Pneumatic Actuators, R. King (Ed.): Active Flow Control, NNFM 95, pp. 152-172, 2007.

Madrane, A.; Heinrich, R. and Gerhold, T.: Implementation of the Chimera method in the unstructured hybrid DLR finite volume Tau-Code, 6th Overset Composite Grid and Solution Technology Symposium, Ft. Walton Beach, Florida, USA, October 8-10 2002. <http://www.arl.hpc.mil/Overset2002/>

Ortmanns, J.: Aktive Grenzschichtbeeinflussung mittels pneumatischer Wirbelgeneratoren bei großen Reynoldszahlen, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig Dissertation, Germany 2009.

Scholz, P.; Ortmanns, J.; Kähler, C.J. and Radespiel, R.: Performance Optimization of Jet Actuator Arrays for Active Flow Control, Proceedings of the CEAS/KATnet Conference, Bremen, Germany, 2005.

Weiteres Vorgehen: In future the Detached-Eddy Simulation (DES) will be carried out based on this Chimera setup over a flat plate and an airplane wing like FNG profile. Further, the projection of local meshes on the global meshes containing curved surfaces will be carried out by ensuring that the local mesh fits on the target surface accurately. In addition, to prevent separation on an airplane a single actuator is not adequate since its influence is quite limited in span-wise direction. This will lead to simulating jet actuator arrays with divergent or convergent arrangement.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stability Theory, Symmetry Analysis

Ansprechpartner: Andreas Nold, Alexei F. Cheviakov, Martin Oberlack

Institution: Fachgebiet für Strömungsdynamik, TU Darmstadt

Adresse: Gebäude S1/03
Hochschulstr. 1
64289 Darmstadt

Telefon: 06151-167060
Telefax: 06151-167061
e-mail : andreasnold@gmx.de
oberlack@fdy.tu-darmstadt.de

Thema: Applications of Symmetry Analysis in Stability Theory

Ausgangssituation:

For decades the stability of nearly parallel shear flows was primarily analyzed employing the Orr-Sommerfeld-Equation (OSE). Though rather successful in boundary layer flows the OSE does not give proper results for the plane channel flow with the classical parabolic flow profile. Analytical results do not correspond to numerical and experimental results when considering the critical Reynolds number. The so-called bypass transition is not yet analytically explained.

Ziel:

The aim of our project is to analyze the linearized Navier-Stokes-Equation for two-dimensional perturbations with the means of symmetry analysis. We want to show how the Ansatz leading to the Orr-Sommerfeld-Equation can be derived systematically and we want to analyze more closely the classical parabolic channel flow with the means of symmetry analysis.

Lösungsweg:

We used two program packages to do symmetry analysis of the linearized Navier-Stokes-Equation: GeM by Cheviakov and DESOLVE by Carminati and Vu. We show that the OSE is solely based on three symmetries of the linearized Navier-Stokes-Equation for two-dimensional perturbations. In fact, the OSE is simply a similarity reduction using the latter three symmetries. For the special case of a parabolic channel flow we found a new symmetry in the limit of an inviscid perturbation. It leads to a new ansatz considerably distinct from the OSE. It has two new similarity variables.

Ergebnis:

Key results of the new ansatz with a new symmetry are: (i) algebraic growth or decay of the streamfunction and hence the velocity amplitude, (ii) steepening of initially given spatial gradient with time, (iii) wave type of solution with wave-speed 1 or in physical quantities the wave-speed is equal the centerline velocity of the parabolic profile.

We reformulated the boundary conditions for the channel flow with respect to the new Ansatz. Finally we gave a technique to compute the coefficients of the stream function in the Taylor expansion. The Taylor expansion allows a new formulation of the boundary conditions.

Literatur:

M. Frewer: "Symmetrie und Selbstähnlichkeit in der Strömungsmechanik", unpublished

G.W. Bluman, S. Kumei: "Symmetries and Differential Equations", Berlin: Springer, 1989

A.F. Cheviakov: "GeM software package for computation of symmetries and conservation laws of differential equations". "Computer Physics Communications (2007) 176, pp. 48-61

J. Carminati, Khai Vu: "Symbolic Computation and Differential Equations: Lie Symmetries". J. Symbolic Computation (2000) 29, pp. 95-116

H. Schlichting, K. Gersten: "Boundary Layer Theory", Springer, 2000, pp. 424-429

weiteres Vorgehen:

The next step we try to find a strategy to solve the linearized Navier-Stokes-Equation for the Channel flow via the new Ansatz function including the boundary conditions. It is expected to find eigenvalue spectrum for the algebraic growth or decay where the eigenvalue is the temporal exponent or the amplitude.

Datum:

25-07-2008

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 23094
10587 Berlin Telefax: +49(0)30 314 22955
e-mail: Inken.Peltzer@tu-berlin.de,
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 in Windkanal- und Flugversuchen**

Ausgangssituation:

Basis für diese Untersuchungen waren Experimente zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting (TS) Instabilitäten an einem 2D-Flügel mit einem einzelnen Sensor-Aktuator-System und mit einem kaskadierten Sensor-Aktuator-System, bei denen Dämpfungsraten der lokalen TS-Amplitude von bis zu 96% zuverlässig erzielt werden konnten [1]. Um das Prinzip der aktiven Wellendämpfung (AWC) weiter auszubauen, wurden zwei weiterführende Experimente aufgebaut. Zum Einen soll die AWC, die bei allen bisherigen Experimenten nur lokal begrenzt angewendet wurde, auf eine Fläche ausgedehnt (Bild 1c) und zum Anderen soll zunächst das einzelne Sensor-Aktuator-System im Flugversuch erprobt werden.

Für die flächige Dämpfung der TS-Wellen wurde im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms „Strömungsbeeinflussung in Natur und Technik“ ein Aktuator entwickelt, mit dem eine Wanderwelle erzeugt werden kann, um damit flächig die TS-Wellen zu kontrollieren. Vorbild für dieses Projekt war der Delfin, dessen Körper durch seine speziellen Hauteigenschaften in einem großen Bereich laminar umströmt wird.

Ziel:

Ziel der vorliegenden Untersuchungen ist deshalb die Entwicklung eines Regelsystems zur flächigen Dämpfung von TS-Wellen mit Hilfe eines Wanderwellenaktors. Darüberhinaus soll gezeigt werden, dass das Prinzip der aktiven TS-Wellen Dämpfung auch an einem realen Tragflügel im Flug angewendet werden kann.

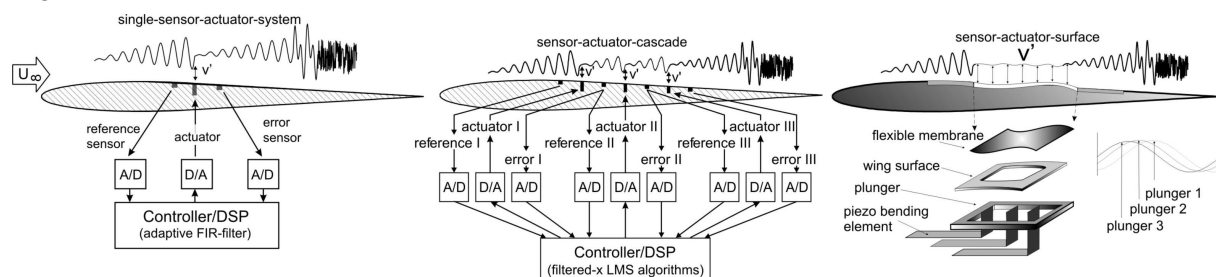


Bild 1: Prinzip der aktiven TS-Wellendämpfung mit a) einem Einzel-Sensor-Aktuator System, b) einer Sensor-Aktuator-Kaskade und c) einem flächigem Sensor-Aktuator Feld

Lösungsweg:

Für die Experimente zur flächigen AWC wurde zunächst ein Wanderwellenaktuator (Bild 2) entwickelt. Dieser kompakte Aktuator hatte 10 Einzelschlitze mit darunter liegender Kammer, in der die Luft durch Piezoelemente zum Schwingen angeregt wurde. Jede Kammer wurde über einen Digitalen Signalprozessor (DSP) einzeln angesteuert. Zwischen jedem Aktuatorschlitz und stromab des Aktuators sind Oberflächensensoren angeordnet, um detaillierte Informationen über das Ergebnis der Anregung zu erhalten. Dieser Mehrfachschlitzaktuator ist jedoch nur ein Zwischenschritt auf dem Weg zu einem Wanderwellenaktuator mit geschlossener Oberfläche (Membran), wobei die Membran von mehreren Stößeln ausgelenkt werden soll, wie es im Bild 1c) bereits skizziert ist. Neben dem neuen Wanderwellenaktuator erfordert die flächige AWC auch einen neuen Ansatz zur Regelung. Die Experimente wurden bei 15 bis 20m/s Anströmgeschwindigkeit durchgeführt ($Re_x \sim 0.7 \cdot 10^6$).

STAB

Die Flugversuche wurden auf einem Messhandschuh für das Segelflugzeug Twin II G103 (Bild 3a) [2] mit einem Membranaktuator bei 22m/s durchgeführt. Als Oberflächensensoren wurden bei allen Untersuchungen Oberflächenhitzdrähte verwendet.

Ergebnis:

Bild 2b) zeigt den Ausschnitt der Zeitsignale der Sensoren zwischen den Aktuatorschlitzen als Konturplot, wobei die einzelnen Schlitze jeweils zeitversetzt mit einem Sinussignal angeregt wurden. Dieser Zeitversatz/Phasenversatz ist deutlich in dem Konturplot zu erkennen. Mit dem Aktuator können demzufolge Wanderwellen erzeugt werden. Die Geschwindigkeit der Wanderwelle beträgt in dem dargestellten Fall 9.7m/s.

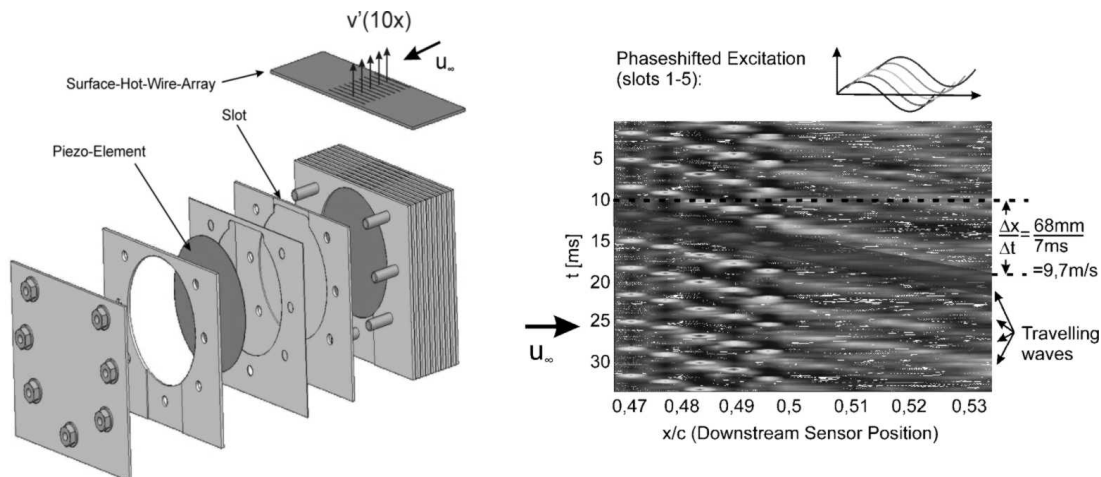


Bild 2: a) Explosionszeichnung des Wanderwellenaktuator für die flächige AWC, b) Konturplot einer erzeugten Wanderwelle ($u=15\text{m/s}$, $f_A=400\text{Hz}$)

Bild 3b) zeigt ein Ergebnis aus der ersten Flugmessung mit AWC. Exemplarisch ist der zeitlich gleitende RMS-Wert eines Fehlersensors mit ausgeschalteter und eingeschalteter AWC dargestellt. Nach dem Einschalten der AWC sinken die RMS-Werte um 0.3V. Das entspricht einer lokalen Amplitudenreduktion der TS-Instabilitäten um 50%. Weitere Flugmessungen mit einer deutlich verbesserten Aktuatorperformance und insgesamt verbessertem Sensor-Aktuator-System sind geplant.

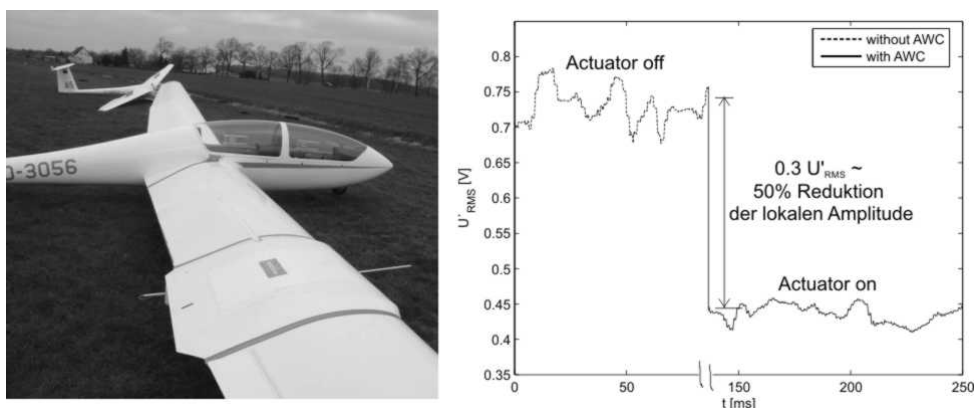


Bild 3: a) Flugmessung mit einzeltem Sensor-Aktuator-System, b) RMS-Werte des Fehlersensors bei 49% Flügeltiefe mit/ohne aktiver Dämpfung, $u=22\text{m/s}$

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] Peltzer, I. (2008), Comparative in-flight and wind tunnel investigation of the development of natural and controlled disturbances in the laminar boundary layer of an airfoil, Experiments in Fluids, Vol. 44, pp. 961-972.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Plasma Aktuatoren

Ansprechpartner: R. Quadros, S. Grundmann, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt, Germany
Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/16-6202
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/16-4754

E-mail : r.quadros@csi.tu-darmstadt.de;

Numerical investigations of the active cancellation of Tollmien-Schlichting waves using plasma actuators

Ausgangssituation:

In the present work artificially excited Tollmien-Schlichting (TS) waves are cancelled using plasma actuators operated in pulsed mode. A pulsed plasma actuator excites oscillations in the boundary layer provoking TS waves. These are amplified by an adverse pressure gradient induced by an insert on the upper wall of the test section. A control plasma actuator, positioned 100mm downstream of the excitation actuator, creates the body force attenuating the TS waves in the region of non linear growth. As a result the amplitude of the velocity fluctuations at the excitation frequency is reduced significantly depending on the distance to the wall. Numerical investigations using LES are used to identify the influence of the operation parameters of the control actuator. A closed-loop circuit was implemented in the FASTEST code to adjust the operation parameters automatically for best cancellation results.

Ziel:

Development of closed-loop control strategies for the active cancellation of TS waves using numerical simulations.

Lösungsweg:

To simulate the effect of Dielectric Barrier Discharge (DBD) Actuators (Plasma actuators), represented by lower right diagram of Fig. 1, a semi-empirical numerical model issued, as described and calibrated in [1] and validated in [2]. It is implemented into the CFD code FASTEST using the second order approach. The solver is based on a finite volume method

for solving the filtered Navier-Stokes equations. As sub-grid model of the LES the formulation of dynamic Smagorinsky is used.

A flat plate is placed in the wind tunnel with an insert on the upper wall of the test section. The first plasma actuator 400mm downstream of the leading edge is operated in pulsed mode to induce TS-waves into the boundary-layer (turbulator). The

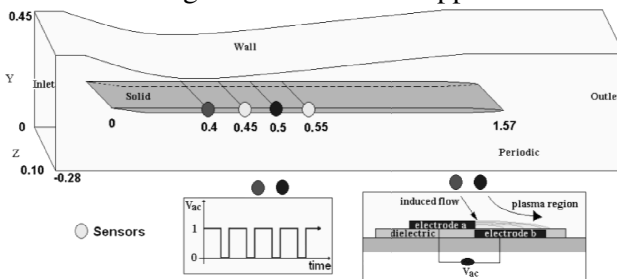


Figure 1. Overview of flow domain and actuator positions

The second plasma actuator is positioned 100mm downstream of the turbulator which is operated also in pulsed mode. This actuator creates the body force to cancel the TS-waves. Two sensors situated 50mm downstream of each actuator generate signals mapping the velocity magnitude 1mm up the flat plate. These signals are examined to optimize the parameters in a closed-loop control system.

Ergebnisse:

The active wave cancellation is performed using the closed-loop circuit presented in Fig. 2.

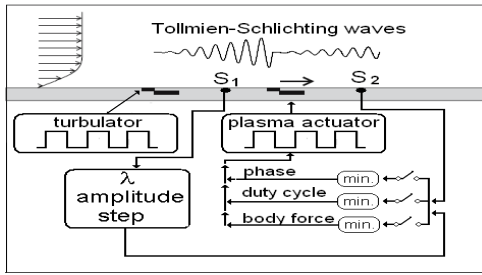


Figure 2. Closed-loop regulation system

will be changed to achieve good cancellation results again. These 3 operating-parameters had been implemented in the numerical actuator model and changes can be arbitrarily combined. Only one parameter can be controlled at a time.

The time trace in Fig. 3. shows the comparison between the velocities with and without AWC. The data of this diagramm are taken at $x=590\text{mm}$ and at the height $y=1\text{mm}$. The solid lines shows the strong attenuation of the velocity fluctuations after $t=5\text{ms}$, when the control actuator is working.

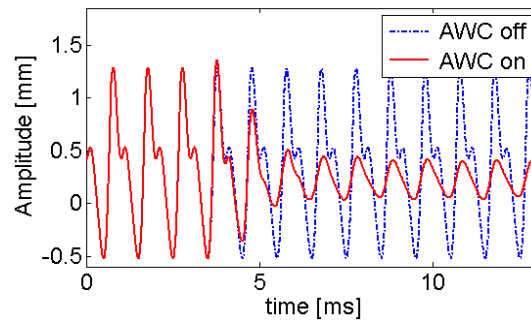


Figure 3. TS-waves comparisons with and without active wave cancellation

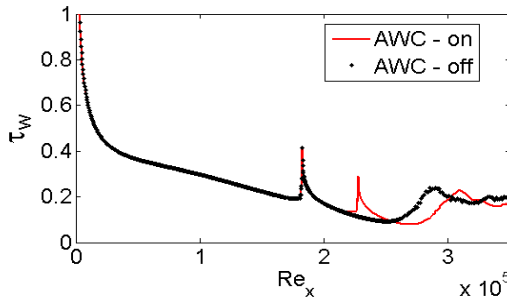


Figure 4. Wall shear stress comparisons with AWC turned on and off

The wall shear stress in Fig. 4 shows the comparison of the wall shear stresses between the case with and without AWC. The turbulator and the pulsed control actuator cause thin peaks in this diagram because the control actuators act accelerating on the boundary layer. The altered velocity profile decays rapidly after a short length downstream of the control actuators. The delay of transition can be clearly seen in this diagram, which shows that the attenuation of the TS-waves directly affects the point of transition.

References:

- [1] Grundmann, S., Klumpp, S., Tropea, C., Experimental and numerical investigations of boundary-layer influence using plasma-actuators, ICAS-2006, (2006).
- [2] Quadros, R., Grundmann, S., Tropea, S., Control of transition using plasma actuators, 7th International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, (2008).
- [3] Grundmann, S., Tropea, C., Active cancellation of artificially introduced Tollmien-Schlichting waves using plasma actuators, Exp fluids, DOI 10.1007/s00348-007-0436-6, (2007).

Weiteres Vorgehen:

The transition delay using numerical active wave cancellation will be more closely analyzed. The now validated numerical procedure will be applied to simulate the active wave cancellation experiments [3]. The control algorithm will be modified to reduce the required energy and to improve efficiency.

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: apl. Prof. Dr.-Ing. Ulrich Rist
Muhammad Aqeel Rashad

Institute: Institut für Aerodynamik & Gasdynamik (**IAG**), Universität Stuttgart
Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart, Germany

Telefon: 0711-685-63432

Telefax: 0711-685-53432

Email: rist@iag.uni-stuttgart.de

Weitere Partner:

Thema: Numerical Investigation of a Jet and Vortex Actuator (JaVA)

Ausgangssituation:

Actuator flow control can be of two kinds: passive and active. In the present study an active flow control actuator is studied numerically. This type of actuator was first studied experimentally by Lachowicz *et al.* [1] and called „Jet and Vortex Actuator“ (JaVA), see Fig. 1. The actuator under consideration consists of a cavity and a rigid plate which serves as the actuation surface. The plate is placed at the top of the cavity such that it forms a narrow and a wide gap when viewed from the top. The plate is oscillated in the vertical direction such that the plate motion is uniform along its length and width. The actuator plate acts like a piston pumping air out of the cavity on the downstroke and sucking air into the cavity on the upstroke. This kind of active flow control actuator produces different flow fields depending upon the frequency and the scaled amplitude of the imposed oscillation. Thus, it can be used to produce different net reactions, like vertical jets, wall jets, or a vortex flow. The actuator may be used to enhance mixing and to suppress boundary layer separation.

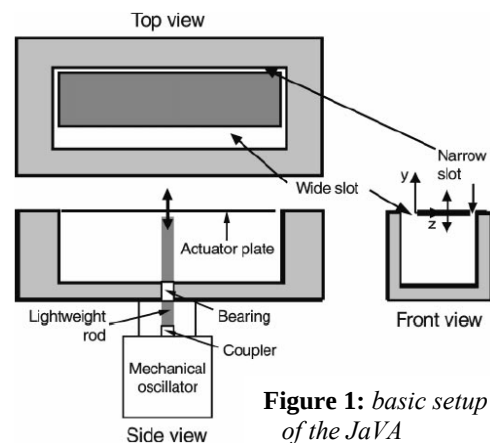


Figure 1: basic setup of the JaVA

Ziel:

The aim of the present project is to gain a deeper insight and understand of the working principle of a zero-net mass flux actuator by detailed simulations of the actuator geometry. The CFD data are expected to be more detailed than previous measurements of a similar actuator in air because of higher spatial and temporal resolution.

Lösungsweg:

The commercial software package GAMBIT/FLUENT is used for geometry and grid generation and for the flow calculation and visualization. A dynamic mesh module of this software is used in order to treat the harmonic oscillation of the actuator plate. Two-dimensional simulations were carried out for comparisons with Lachowicz *et al.* [1] but three-dimensional simulations are performed as well.

Ergebnis:

Results from different two-dimensional simulations that were used for validation are shown in Fig. 2. Different flow regimes appear depending on frequency and amplitude of the actuator plate. As such, the mean-flow illustrations on the right are obtained for the following combinations of frequency and amplitude $f=70\text{Hz}$, $a=0.29\text{mm}$, $f=210\text{Hz}$, $a=0.17\text{mm}$, and $f=190\text{Hz}$, $a=0.2\text{mm}$, for the angled jet, the wall jet and the vortex flow, respectively. The widths of the actuator plate and of the wide gap for these cases are $b=9.65\text{mm}$ and $g_w=0.955\text{mm}$, respectively.

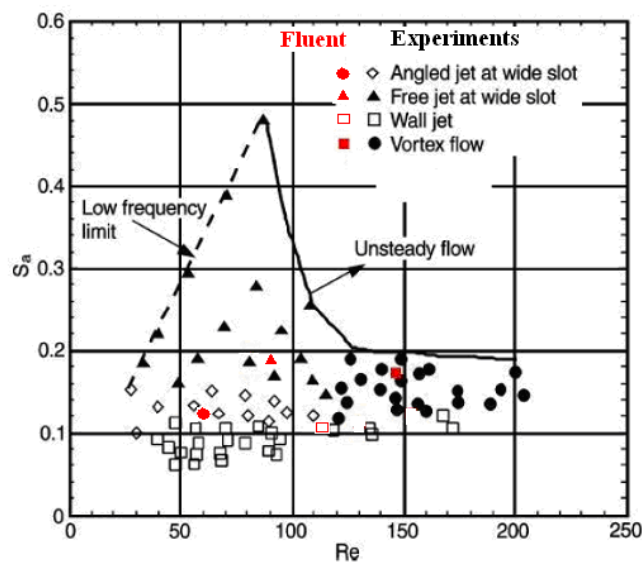


Figure 2: Comparison of CFD-results (Fluent) with experimental measurements of Lachowicz et al. (top) and illustration of the modes "angled jet", "wall jet" and "vortex flow" (right, from top to bottom).

Viewed in non-dimensional units, i.e. the local Reynolds number $Re=2\pi a f b/\nu$ and the non-dimensional amplitude $S_a=2\pi a/b$, the different flow regimes fall into clusters. The comparison of our own results with [1] actually confirms the result found there.

Literatur:

- [1] Lachowicz, J. T., Yao, C., and Wlezien, R. W., "Flow Field Characterization of a Jet and Vortex Actuator," Experiments in Fluids, Vol. 27, 1999, PP. 12-20

Weiteres Vorgehen:

The three-dimensional flow field will be compared to the two-dimensional one and simulations of the actuator in a cross flow will be performed in order to check its suitability for boundary layer flow control.

Datum: 13. Juli 2008

Mitteilung

Projektgruppe/ Flow Control, Transition und Laminarhaltung
Fachkreis:

Ansprechpartner: A.-M. Schreyer¹, W. Würz¹, E. Krämer¹,
A. Talamelli², H. Alfredson²

Institution: ¹Institut für Aerodynamik und Gasdynamik IAG, Universität Stuttgart
²Royal Institute of Technology (KTH) Stockholm, Sweden

Adresse: Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** 0711 685-69488
70550 Stuttgart **Telefax:** 0711 685-53402
E-Mail: Schreyer@iag.uni-stuttgart.de

Thema: **Experimental flow studies on separation and reattachment around sharp, wedge shaped leading edges at low Reynolds numbers**

Ausgangssituation:

With the growing interest in small unmanned aerial vehicles (UAV), sharp leading edges start to be important for subsonic aircrafts for stealth reasons. A crucial point for UAV is their capacity of staying in the operative area as long as possible before needing to refuel. This can be optimised by reducing the aerodynamic drag of the UAV. The present study attempts to identify the subsonic flow properties around sharp, wedge shaped leading edges, where the flow separates already at small angles of attack. Under certain conditions reattachment occurs and a separation bubble develops. The local separation at the leading edge possibly triggers the transition from laminar to turbulent flow. The understanding of those mechanisms can provide a basis to reduce the aerodynamic drag of subsonic airfoils with sharp leading edges.

Ziel:

Aim of the study is to investigate the separation and reattachment of a subsonic flow at low Reynolds number around the model of a sharp, wedge shaped leading edge. Of special interest is the question whether there are conditions under which the flow reattaches laminar after the leading edge separation as observed in [3] or if only turbulent reattachment and hence an increase in skin friction occurs. The conditions leading to the development of a separation bubble, the size of the bubble and the status of the boundary layer in the vicinity of the leading edge are investigated by means of different flow visualisation techniques, the measurement of the pressure distribution over the leading edge and hot-wire anemometry.

Lösungsweg:

Due to the strong viscous-nonviscous interaction and pronounced recirculation in the separated flow region, an experimental approach was preferred instead of a numerical analysis. Two two-dimensional models with different wedge aperture angles of 30° and 45° were designed and manufactured to allow extensive measurements in the vicinity of the leading edge. For this reason their wedge shaped leading edges were considerably enlarged compared to an actual airfoil. The experiments [1] were performed in the small low speed wind tunnel at the Department of Mechanics at KTH Stockholm. To describe the flow field in detail, several complementary experimental methods are applied, including flow visualisation, measurement of pressure distributions and hot-wire boundary layer measurements. The main driving parameters [2] are varied and the influence on the properties of the boundary layer and the separation bubble is studied.

Ergebnis:

The influence of the Reynolds number, the angle of attack and the leading edge apex angle on the flow properties was investigated in a parametric study. A chord based Reynolds number range of $0.5 \cdot 10^5$ to $2 \cdot 10^5$ was covered. The subsonic flow around a sharp, wedge shaped leading edge depends sensitively on all three investigated parameters. The length of the developing leading edge separation bubble and the

conditions for which a bubble was developed were investigated in detail as well as the flow state (laminar/turbulent, attached/separated) in the vicinity of the leading edge.

Figure 1 shows that a separation bubble develops from a certain angle of attack and the length of the bubble increases with increasing angle of attack. With increasing Reynolds number, bubbles start to develop from smaller angles of attack and the bubble length decreases.

For the smaller apex angle (30°), there is a small range of Reynolds numbers and angles of attack for which laminar reattachment seems to occur in the present test setup. The measured static pressure distribution over the leading edge shows, in agreement with the performed oil flow visualisation, the occurrence of a separation bubble and the hot-wire measurements indicate laminar flow behind the reattachment line.

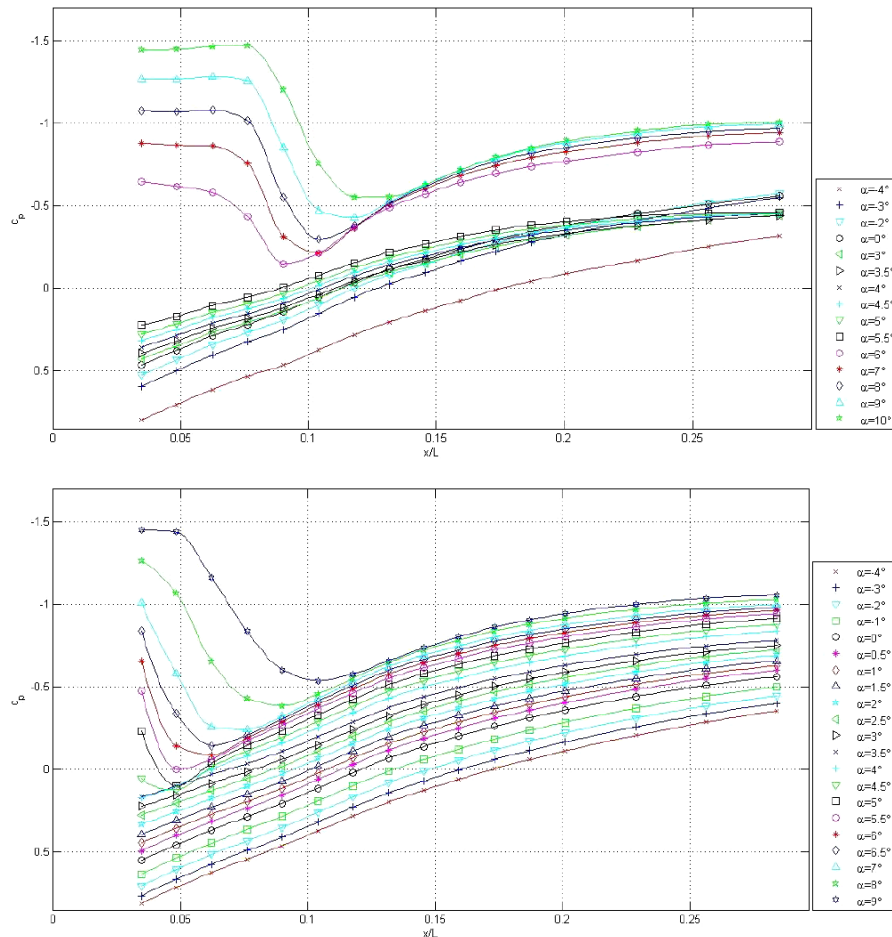


Fig. 1: Pressure distribution over the leading edge of the profile with an apex angle of 45° , upper picture for a Reynolds number of $Re=0.8 \cdot 10^5$, lower picture for $Re=2 \cdot 10^5$.

Literatur:

- [1] Schreyer, A.-M., Experimental flow studies on separation and reattachment around sharp, wedge shaped leading edges for low Reynolds numbers, Diplomarbeit, Royal Institute of Technology (KTH), Stockholm und Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 2007
- [2] Lutz, Th., Würz, W., Wagner, S. Numerical Optimisation and Wind-Tunnel Testing of Low Reynolds-Number Airfoils, Conference on Fixed, Flapping and Rotary Wing Vehicles at very Low Reynolds Numbers, Notre Dame, Indiana, 5.-7.6.2000
- [3] Hamma, W., Neu entwickelte Tragflügelprofile für $Re < 10^5$ mit den zugehörigen Polaren und Ergebnissen aus Grenzschichtbeobachtungen an diesen Profilen, Diplomarbeit (Teil 2), Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Technische Hochschule Stuttgart, 1963

Weiteres Vorgehen:

To clarify whether laminar reattachment can occur in a larger scale, experiments will be performed in a wind tunnel with better flow quality (i.e. a lower turbulence level) than the one available for this study. Further investigation of the pressure distribution closer to the leading edge and over the whole chord length of the profile model will be performed to resolve the influence of periodic separations in the vicinity of the trailing edge on the flow field near the leading edge.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Arne Seitz

Institution: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2888

Telefax: 0531/295-2320

e-mail :arne.seitz@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Entwurf von transsonischen Laminarprofilen für einen VL BizJet

Ausgangssituation:

Sowohl aus wirtschaftlichen Gründen als auch wegen des Klimaschutzes wächst der Druck auf die Flugzeughersteller, immer effizientere Reiseflugzeuge anzubieten. Die Aerodynamik ermöglicht es mit der Laminarhaltung, dieses Ziel durch eine Reduktion des Reibungswiderstandes zu erreichen, wobei das Potential der Technologie für Treibstoffeinsparungen in der Größenordnung von ca.16% -20% liegt.

Ziel:

Im Rahmen des EU-Projektes CESAR (Cost Efficient Small Aircraft) war es das Ziel, für einen sogenannten Very Light Biz Jet zwei Laminarprofile zu entwerfen. Hierbei waren verschiedene Randbedingungen zu berücksichtigen, wie eine Flügelpfeilung von 20°, Reiseflugpunkte unterschiedlicher Priorität, ausreichende Abstände zur Machzahl des Widerstandsanstiegs und der Schüttelgrenze, das Hochauftriebsverhalten mit und ohne Auftriebshilfe sowie das Nickmoment und die relative Dicke der Profile.

Lösungsweg:

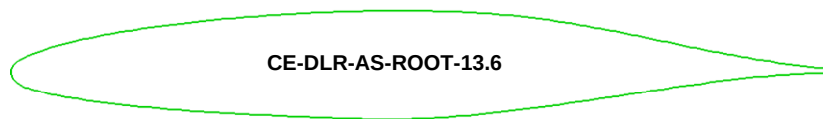
Unter Berücksichtigung der Randbedingungen wurden zwei Laminarprofile mit dem DLR FLOWer-Code für den Entwurfspunkt mit höchster Priorität invers entworfen und danach einer umfassenden aerodynamischen Analyse unterzogen. Die Transitionsbestimmung erfolgte hierbei auf der Grundlage des halbempirischen $N_{CF}-N_{TS}$ Kriteriums, das bereits in den 80er Jahren in umfangreichen Flugversuchen mit dem ATTAS des DLR in Zusammenarbeit mit MBB erarbeitet wurde. Der Umschlag an der Anlegelinie wurde mit dem Kriterium von Pfenniger ($Re_\Theta < 100$) behandelt.

STAB

Ergebnis:

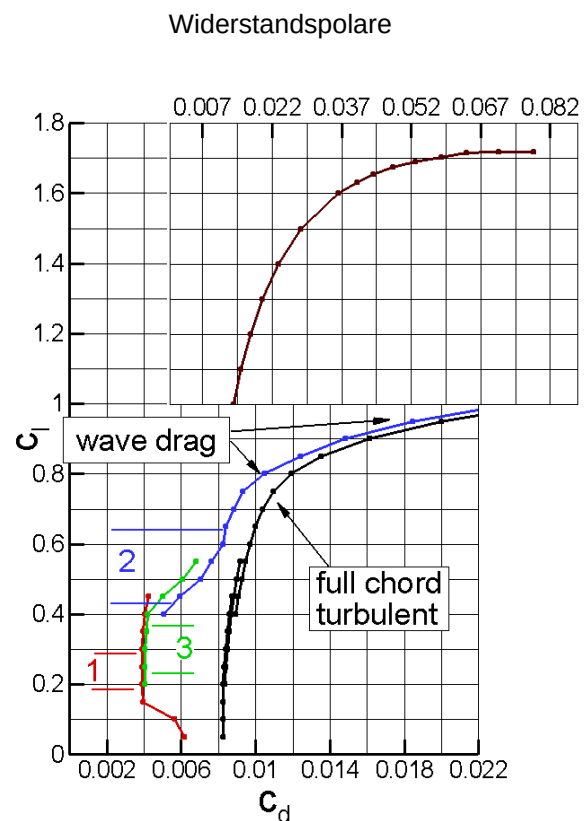
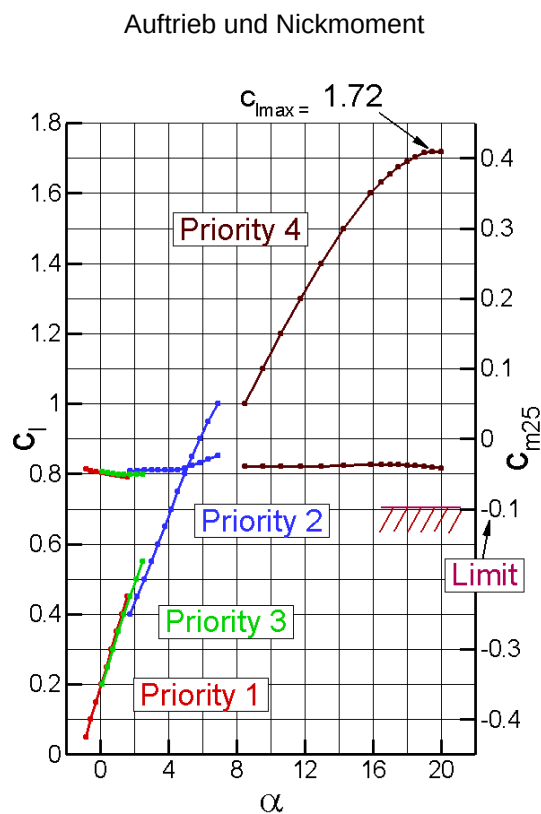
Das Bild zeigt eines der beiden erzeugten Profile zusammen mit dessen Auftriebs- und Momentenkurve sowie die Lileinthalpolare. Es ist deutlich zu erkennen, wie im Bereich der Auftriebsbeiwerte für den Reiseflug der Widerstand der Tragflügelprofilierung durch die Laminarhaltung um bis zu 50% gegenüber dem vollturbulenten Fall reduziert werden kann.

Ergebnis des inversen Entwurfes mit FLOWer:



Laminarprofil (parallel zur Anströmung) für einen gescherten Flügel mit $\phi = 20^\circ$

maximale Dicke $d/l = 13.621\%$
Hinterkantendicke 0.537%
Nasenradius 1.393%



Literatur:

weiteres Vorgehen:

In einem weiteren Schritt werden die Profile verwendet, um einen Laminarflügel zu erzeugen. Wegen der zu erwartenden dreidimensionalen Effekte (Umströmung der Flügelseitenkante, Zuspitzung des Tragflügels, Flügel-Rumpf-Interferenz) wird eine Nachbearbeitung der Profilgeometrie in einem dreidimensionalen inversen Entwurf erforderlich sein, wobei die als für die Laminarhaltung günstig erkannten Profildruckverteilungen als Ziel vorgegeben werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition, Laminarhaltung

Ansprechpartner: Björn Selent
Prof. Ulrich Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Telefon: 071168563426

Telefax:

e-mail : selent@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Airbus SAS, DLR Braunschweig, TU Braunschweig, TU Berlin

Thema: Direkte numerische Simulation von Aktuatoren zur Grenzschichtbeeinflussung

Ausgangssituation:

Im Rahmen des AERONEXT Programms werden Jetaktuatoren in Querströmungen auf ebenen Platten numerisch simuliert. Dieses Vorgehen dient als Modell für Flügel im Langsamflug, wobei die Aktuatoren dazu dienen, den Auftriebsbeiwert zu erhöhen, indem Ablösung auf den Hinterkantenklappen verhindert bzw. stromab verschoben wird (Hochauftriebskonfiguration). Bereits im Einsatz befindliche passive Wirbelgeneratoren haben den Nachteil, dass sie außerhalb ihres Wirkbereichs parasitären zusätzlichen Widerstand erzeugen. Daher bieten sich aktiv gesteuerte Aktuatoren an, die nur im gewünschten Flugzustand zum Einsatz kommen. Experimentelle Untersuchungen belegen die prinzipielle Wirksamkeit der Jetaktuatoren. Das laufende Programm hat zum Ziel, sowohl RANS als auch DNS Simulationen der auftretenden Strömung durchzuführen und die Experimente untereinander sowie mit den experimentellen Ergebnissen zu vergleichen. Dabei treten aufgrund der unterschiedlichen Skalen sowohl in der Strömung als auch in der Geometrie der Jetdüsen hohe Anforderungen an die numerischen Verfahren auf.

Ziel:

Die vorgestellte Arbeit hat die direkte numerische Simulation von Loch- und Schlitzaktuatoren in einer turbulenten ebenen Plattengrenzschicht mit Ablöseblase zum Ziel. Dabei sollen insbesondere die Vorgänge in den wandnahen Schichten untersucht werden. Diese beinhalten zum einen die Entstehung eines stationären Längswirbels aufgrund der Verdrängungswirkung des Jets sowie den Austausch der langsamen Fluidschichten an der Wand mit den impulsreicheren Schichten im oberen Grenzschicht- und Freistrombereich. Weiterhin soll gezeigt werden, dass sich durch den Impulsgewinn an der Wand eine Ablöseblase wieder anlegen lässt. Die direkte numerische Simulation ermöglicht es, einen Referenzfall herzustellen, der bei der Entwicklung von günstigeren numerischen Methoden herangezogen werden kann.

Lösungsweg:

Ausgehend von einem am Institut für Aero- und Gasdynamik existierenden Verfahren zur Simulation der vollen kompressiblen Erhaltungsgleichungen auf strukturierten Gittern wurden Erweiterungen hinzugefügt, die die numerische Behandlung eines Jetaktuator ermöglichen. Gittertransformationen wurden eingebaut, die eine Auflösung der unterschiedlichen Skalen erlauben, insbesondere eine Schlitzgeometrie mit großen Seitenverhältnissen. Weiterhin wurden die Randbedingungen dahingehend erweitert, das sowohl Loch- als auch Schlitzaktuatoren unter verschiedenen Dreh- und Anstellwinkeln gerechnet werden können.

Auftretende numerische Instabilitäten konnten durch den Einbau geeigneter Filter unterdrückt werden. Derzeitige Arbeiten befassen sich mit dem Erzeugen einer turbulenten Grundströmung, die über eine geeignete Störungseingabe erzeugt und mittels instationärer Einströmrandbedingungen transportiert wird.

Ergebnis:

Die bisherigen Arbeiten zielten auf die Adaption des existierenden Verfahrens auf die gegebene Problemstellung. Zunächst zeigte sich, dass Gittertransformationen (Stauchung und Streckung) notwendig waren, um die Bedingungen der Experimente nachzustellen, die kleine und sehr schmale Schlitze umfassten (Breite=0.3mm, Länge=10mm). Diese Transformationen erlauben es, die Randbedingungen über den Ausblasöffnungen aufzulösen, ohne die Anzahl der Gitterpunkte dramatisch erhöhen zu müssen. Aufgrund des im Verhältnis zur Anströmung erforderlichen hohen Ausblasimpuls des Jets, traten starke numerische Instabilitäten auf, die den Einbau eines kompakten Filters erforderten. Dieser stabilisierte die Rechnung hinreichend, so dass Jets in laminaren Grundströmungen erfolgreich simuliert werden konnten (siehe Abb. 1). Zur Erzeugung turbulenter Grundströmungen wurde ein subharmonisches Umschlagsmodell gerechnet und um zusätzliche Störungen erweitert. Die so gewonnenen Strömungen wurden anhand der gemittelten Geschwindigkeitsprofile und der mittleren Schwankungen miteinander verglichen, um den Grad der erhaltenen Turbulenz abzuschätzen.

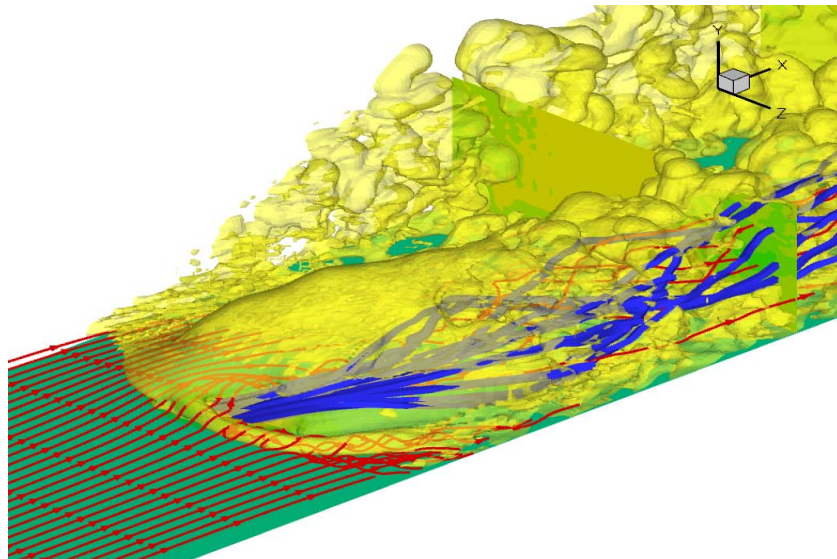


Abb. 1: Jet in Querströmung bei $Ma=0.2$, $(\rho V)_{\text{Jet}} = 4(\rho V)_e$,
Stromlinien und Druck-Isoflächen

Literatur:

- [1] H. Schlichting. *Grenzschichttheorie*. Verlag G. Braun, 1950
- [2] U. Rist, Numerische Simulation von strömungsbeeinflussenden Aktuatoren.
Schlussbericht IHK Technologievorhaben, 2006
- [3] S.K. Lele, Compact finite difference schemes with spectral-like resolution. J. Comp. Phys. 103 (1992), 16-42

weiteres Vorgehen:

Das erweiterte Verfahren in Kombination mit einer turbulenten Grundströmung werden anhand experimenteller Daten aus einem Testfall der TU Braunschweig validiert.

Datum: 15.7.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Strömungsbeeinflussung, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner:

Marcus Zengl, Ulrich Rist

Institution:

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21; 70550 Stuttgart

Telefon: 0711-685-69941

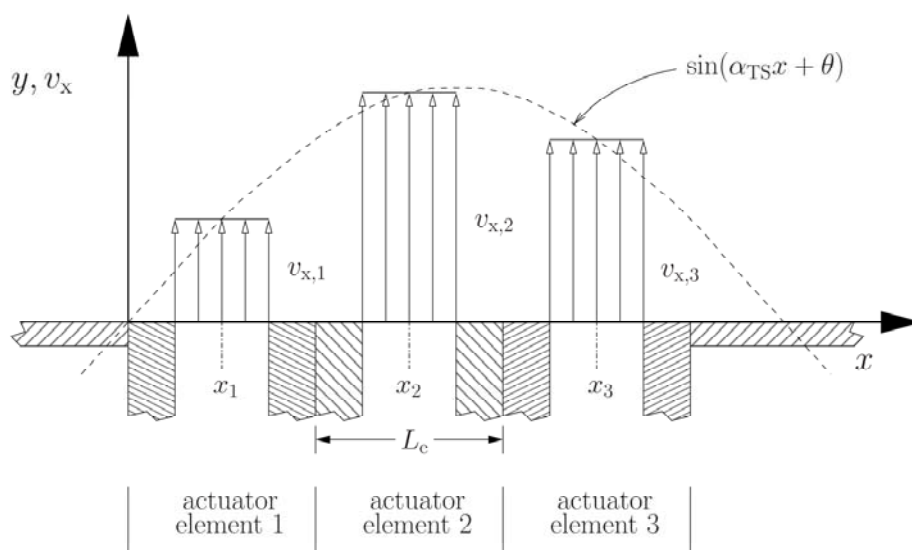
e-mail: zengl@iag.uni-stuttgart.de

Thema:

Betrachtung der Rezeptivität für kaskadierte Aktuatoren zur Erzeugung von Tollmien-Schlichting-Wellen

Ausgangssituation:

Für die aktive Auslöschung von kontrolliert gestörten oder natürlichen Tollmien-Schlichting-Wellen sollen in Windkanalexperimenten kaskadierte Schlitzaktuatoren verwendet werden. Die Aktuatoren saugen und blasen abwechselnd durch Vergrößerung bzw. Verkleinerung eines Hohlraumes. Für den vorliegenden Fall wird der Hohlraum mittels Piezomembranen aktuiert, andere Aktuationen wie z.B. durch Spulen sind jedoch auch denkbar. Das Problem, das durch den Hohlraum entsteht ist, dass bei der periodischen Ansteuerung der Aktuatoren auch höherharmonische Frequenzen in der Wandgeschwindigkeit vorliegen. Dadurch ist es nicht möglich, eine TS-Welle gezielt nach dem Wellensuperpositionsprinzip zu dämpfen, ohne dass man riskiert, eine ihrer Höherharmonischen einzubringen.



Ziel:

Um das unwillkürliche Einbringen von höherharmonischen Wellen zu verhindern, sollen kaskadierte Aktuatoren verwendet werden. Durch geschickte Wahl der Aktuatorgeometrie und –ansteuerung soll die Rezeptivität der Höherharmonischen reduziert werden.

Lösungsweg:

Aus numerischen Simulationen geht hervor, dass die Rezeptivität einer TS-Welle abhängig von der räumlichen wandnormalen Geschwindigkeitsverteilung an der Wand ist. Durch Betrachtung der Geschwindigkeitsverteilung im Spektralraum kann man die Rezeptivität der eingebrachten Wellen in Abhängigkeit ihrer Wellenzahl beurteilen und die Aktuatoranzahl und –geometrie entsprechend anpassen.

Ergebnis:

Die Untersuchungen ergeben, dass das Verhältnis von Schlitzbreite des Aktuators zur Aktuatorbreite so groß wie möglich gewählt werden sollte, soweit man die Strömung, durch die fehlende Haftbedingung am Schlitz, nicht zu stark beeinträchtigt. Weiterhin zeigt es sich, dass es ratsam ist, mindestens sieben Aktuatoren pro Wellenlänge der zu erzeugenden TS-Welle zur Verfügung zu haben. Je länger die Gesamtlänge der Aktuatorkaskade gewählt wird, desto geringer ist auch die Rezeptivität der Höherharmonischen.

Literatur:

C. Gemelin. „Numerische Untersuchungen zur aktiven Dämpfung von Störungen im Vorfeld der laminar-turbulenten Transition.“ Dissertation. 2003. Uni Stuttgart.

M. Marx. „Numerische Untersuchungen und Nichtlineare Optimierung zur Aufstellung einer Berechnungsfunktion für die Rezeptivität der Blasius-Grenzschicht.“ Studienarbeit. 2008. Uni Stuttgart.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Dr. Roland Höld

Institution: LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH
Flight Physics

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: keine

Thema: Numerical Investigation of Wind tunnel interference-
Effects on Missile-Aerodynamics

Ausgangssituation:

Up to date wind tunnel experiments play the major role in the investigation of aerodynamic behaviour of missiles. This is especially true for the development of accurate and reliable aerodynamic data sets as a basic requirement for design of a flight control system. Today numerical investigations are coming more and more into application due to increasing reliability and efficiency. A dedicated combination of experimental wind tunnel investigations and numerical simulations allows to generate the best information possible about realistic aerodynamic behaviour of a missile. In this context both methods - the experimental as well as the numerical investigations - can complement one another and uncertainties like extrapolation of Reynolds-effects or reliability of the outcome of one method can be minimized.

Ziel und Lösungsweg:

In this frame interference effects coming along with the wind tunnel walls in an experimental environment (see figure) have been investigated by a numerical simulation method. The objective was to get information about aerodynamic interference of the wind tunnel walls and a mounting sting on the forces and moments on a missile model measured during experiments, especially in the region of the fins. As a result of this investigation a calibration of the aerodynamic data set as well as information about the optimisation of the mounting sting for the experimental environment became available. Also results for extrapolation of the measured data to realistic free flight conditions could be deducted.

STAB

Ergebnis und weiteres Vorgehen:

The presentation during the symposium will show the different interference aspects investigated. Results of the numerical simulations will be discussed and hints will be given for the experimental setup in critical flow field conditions.

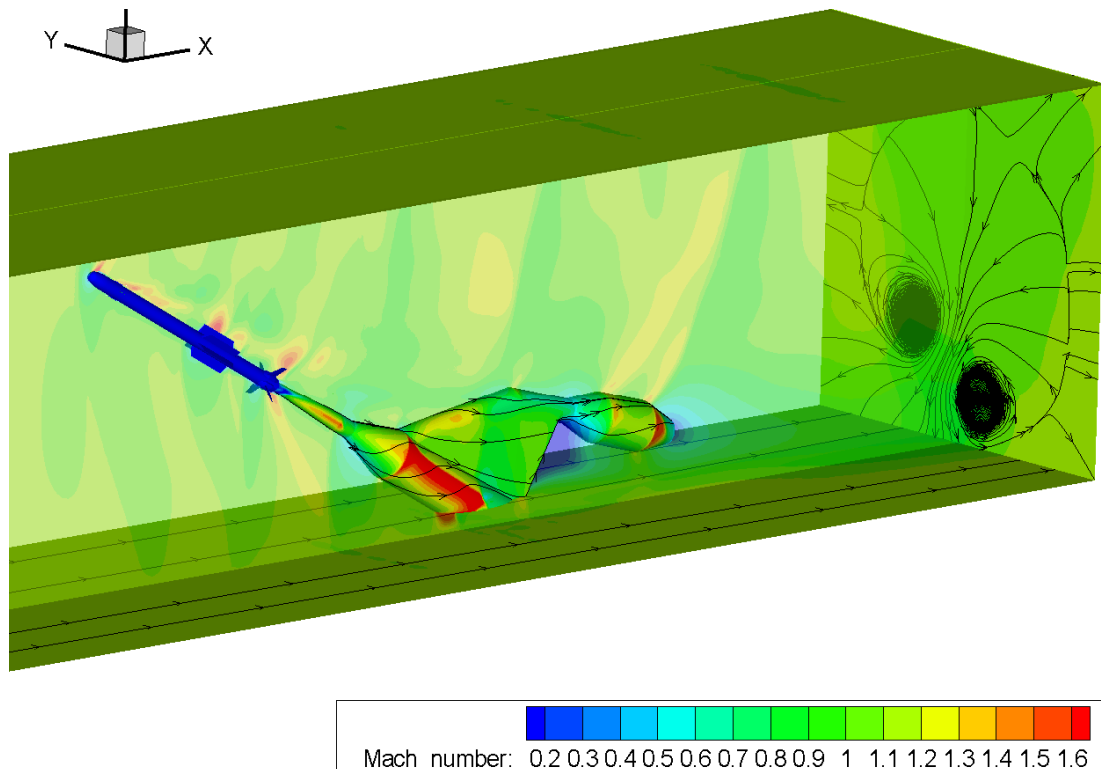


Figure: Wind tunnel model in Interference with the wind tunnel walls

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Jan-Ulrich Klar, Dipl.-Ing. Oana Petrache,
PD Dr.-Ing. Christian Breitsamter, Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16129
Telefax: 089/289-16139
e-mail: jan-ulrich.klar@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: EADS Deutschland GmbH

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchung von Wirbelschleppen bei hochmanövrierfähigen Flugzeugen.

Ausgangssituation: In den letzten Jahren wurde die Erforschung von Wirbelschleppen im Bereich ziviler Transportflugzeuge mit dem Ziel vertieft, die Flughafenkapazitäten durch Verringerung der Staffelungsabstände gegebenenfalls zu erhöhen. Diese Flugzeugkonfigurationen sind in der Regel durch eine große Flügelstreckung und mäßige Pfeilung gekennzeichnet. Für hochmanövrierfähige Flugzeugkonfigurationen mit geringer Streckung und hoher Pfeilung fehlen detaillierte Kenntnisse über den Nachlauf.

Ziel:

Eine Erfassung des Nachlaufs auch weit stromab ist durch die Verwendung numerischer Verfahren möglich. Ihr Einsatz setzt jedoch die Kenntnis von Anfangsbedingungen voraus, die bei der hier verwendeten Grobstruktur- bzw. LES-Simulation auch turbulente Größen beinhalten. Diese stehen aus entsprechenden Messungen zur Verfügung. Die Rechnung wird daher mit einer Ebene im erweiterten Nahfeld initialisiert und die Qualität der Simulation anhand zweier weiterer Messebenen überprüft. Ziel ist es, mit der Rechnung die Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems bis zu ca. 50 Spannweiten stromab zu simulieren. Die vorliegende Untersuchung konzentriert sich daher neben der Erfassung der Geschwindigkeitsfelder im Bereich des Nahfelds und erweiterten Nahfelds eines detaillierten Windkanalmodells, vor allem auf die numerische Simulation des Nachlaufs.

Lösungsweg:

Die mittleren Geschwindigkeiten sowie Turbulenzgrößen werden unter Verwendung einer hoch entwickelten Hitzdrahtanemometrie in Querströmungsebenen bis zu 12 Spannweiten stromab des Modells für Anstellwinkel von $\alpha=15^\circ$ und 20° erfasst. Aufgrund der hohen Querströmungsgeschwindigkeiten wird eine 4-Drahtsonde eingesetzt, für die ein Auswertalgorithmus entwickelt wurde.

Mit den Messergebnissen wird eine Grobstruktursimulation initialisiert, deren Rechenraum sich von 4 bis 50 Spannweiten stromab erstreckt. In Abbildung 1 ist die Entwicklung des Nachlaufs für einen Anstellwinkel von $\alpha = 15^\circ$ anhand von Isoflächen für die dimensionslose Wirbelstärke zu sehen.

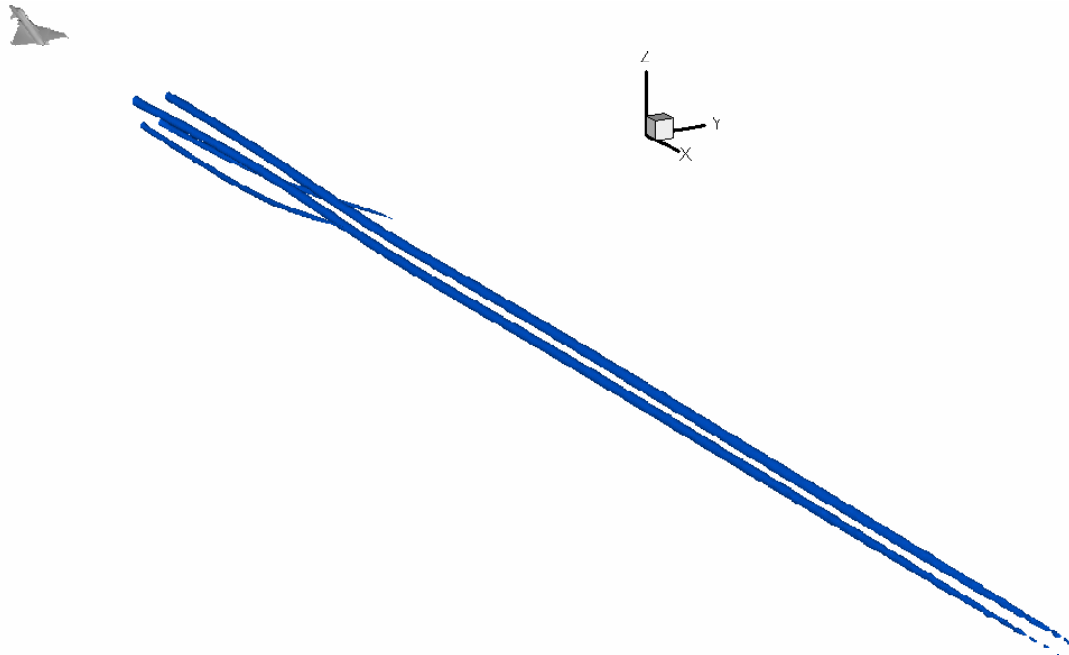


Abbildung 1: Zeitlich gemittelte Isoflächen der Wirbelstärke im Nachlauf (LES)

Ergebnis:

In Abbildung 2 sind die Ergebnisse für die dimensionslose Wirbelstärke in den Nachlaufebenen $x^*=8.0$ bzw. 12.0 bei $\alpha=15^\circ$ für Simulation und Experiment dargestellt.

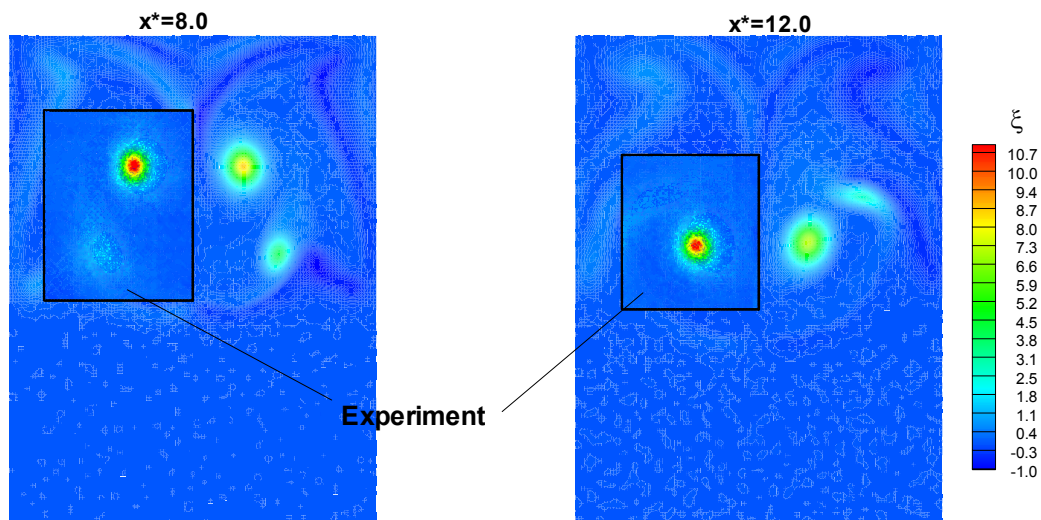


Abbildung 2: Vergleich zwischen Experiment und Simulation anhand der dimensionslosen Wirbelstärke bei $\alpha=15^\circ$ in den Nachlaufebenen $x^*=8.0$ bzw. 12.0

Die räumliche Entwicklung des Wirbelsystems innerhalb des Experiments wurde mit der Grobstruktursimulation sehr gut wiedergegeben. Unterschiede bestehen seitens der Dissipationsrate, was anhand des Canardwirbels gut zu erkennen ist.

Weiteres Vorgehen:

Durch die Variation von Simulationsparametern soll in weiteren Rechnungen versucht werden, die experimentellen Ergebnisse möglichst gut wiederzugeben. Zusätzlich sollen die experimentellen Daten dahingehend korrigiert werden, den Einfluss von Störungen, wie zum Beispiel der Modellhalterung, zu minimieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler

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

Adresse: F-68301 Saint-Louis
5, Rue du Général Cassagnou

Telefon: +33 3 8969 5042

Telefax: +33 3 8969 5048

E-Mail: seiler@isl.tm.fr

Weitere Partner: Dr. P. Hennig (MBDA/LFK) und K. Weinand (MBDA/LFK)

Thema: Untersuchungen im Stoßrohr-Windkanal zur Hochgeschwindigkeitssteuerung mit Seitenstrahltechnik bei realen Flugkonditionen

Ausgangssituation:

Eine bevorzugte Technologie zur Einleitung schneller Flugbahnänderungen bei geringen Staudrücken bietet die Seitenstrahltechnik, die durch die Weltraumfahrt angeregt wurde. Auf Grund der komplexen strömungsphysikalischen Wechselwirkungen fehlen weltweit allerdings noch fundierte Aussagen über die aerodynamische Effizienz dieses Verfahrens. Diesbezügliche Untersuchungen, die sich mit der Wechselwirkung von seitlich aus der Oberfläche ausblasenden Gasstrahlen mit der Projektilanströmung befassen, werden schon seit mehreren Jahren im ISL in Kooperation mit der Firma MBDA/LFK¹ im Rahmen deren Hochgeschwindigkeitstechnologievorhaben durchgeführt. Die Versuche erfolgten in Stoßrohr-Windkanal STA des ISL bei realen atmosphärischen Flugbedingungen.

Ziel:

Durch Variation verschiedener Parameter der Anströmung (Flughöhe, Anstellwinkel) und des Seitenstrahls (Druckverhältnis) werden strömungsmechanische Zusammenhänge erforscht, um eine optimale Auslegung des Steuerstrahls in Abstimmung mit den Flugkonditionen und der Form des Flugkörpers zu verwirklichen.

Lösungsweg:

Die hier vorgestellten Untersuchungen wurden bei einer Anströmmachzahl von 4,5 für eine ausgewählte Flugkörperkonfiguration mit einer Seitenstrahlmachzahl von 2,5 durchgeführt. Das in der Messkammer eingebaute Flugkörpermodell (Abb. 1) hat einen Durchmesser von 50 mm, eine Länge von ca. 520 mm und ist mit einem Seitenstrahlelement ausgerüstet. Um die Wanddruckverteilung um den Seitenstrahl zu messen, wurden rings um die Seitenstrahldüse bis zu 20 piezoresistive Druckgeber vom Typ Kulite eingebaut. Es wurden drei Flughöhen, drei verschiedene Anstellwinkel und drei unterschiedliche Druckverhältnisse des Seitenstrahls untersucht. Das Strömungsfeld wurde mit dem Differentialinterferometer sichtbar gemacht, wodurch insbesondere die Ausdehnung des Ablösegebietes vor dem Seitenstrahl deutlich wurde. Die Rumpfgrenzschichten konnten im Versuch physikalisch korrekt simuliert werden, da der Stoßrohr-Windkanal die Duplizierung realer Flugbedingungen bei einer Machzahl von 4,5 ermöglicht. Dabei zeigten sich teilweise einige Unterschiede zwischen den Flughöhen, was höchstwahrscheinlich auf die Form der Rumpfgrenzschicht (laminar oder turbulent) vor dem Seitenstrahl zurückzuführen ist. Die im Stoßrohr-Windkanal durchgeführten Versuche ermöglichen zusammen mit numerischen CFD-Rechnungen (CFD++ Software) eine Bestimmung des Strahlverstärkungsfaktors in Abhängigkeit von den untersuchten experimentellen Randbedingungen (Flughöhe, Anstellwinkel, Düsen Schub).

STAB

¹ Lenkflugkörpersysteme GmbH, Landshuter Str. 26, D-85716 Unterschleißheim

Ergebnis:

Für die Versuche wurden drei Flughöhen, nämlich 10, 15 und 21 km ausgewählt. Das bestückte Modell ist in der Abb. 1 vor der Mach-4,5-Düse platziert abgebildet.

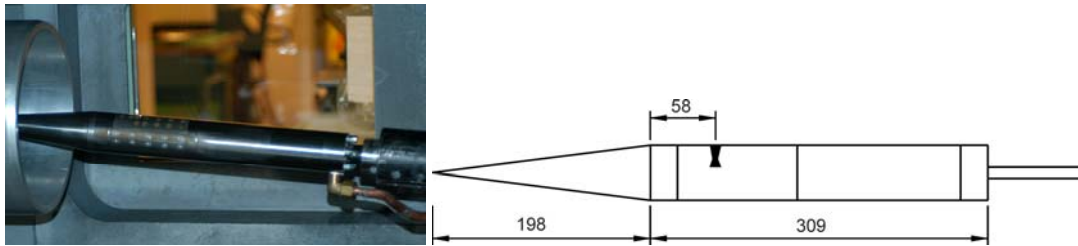


Abb. 1: In der Messkammer eingebautes HFK-Modell und Abmessungen.

Um den Einfluss der Rumpfgrenzschicht auf die Wechselwirkungszone des Seitenstrahls zu untersuchen, werden beispielhaft im Diagramm der Abb. 2 die Druckverläufe für die drei ausgewählten Flughöhen bei einem ähnlichen Druckverhältnis des Seitenstrahls miteinander verglichen. Die Druckmessungen machen deutlich, dass es einen wesentlichen Unterschied nur im Bereich des Ablösestoßes vor dem Seitenstrahl gibt. Die Strömungsbilder sind ähnlich mit unveränderter Lage des Ablösestoßes. Es ist deshalb zu vermuten, dass die Rumpfgrenzschicht vor dem Seitenstrahl in allen drei Fällen turbulent ist.

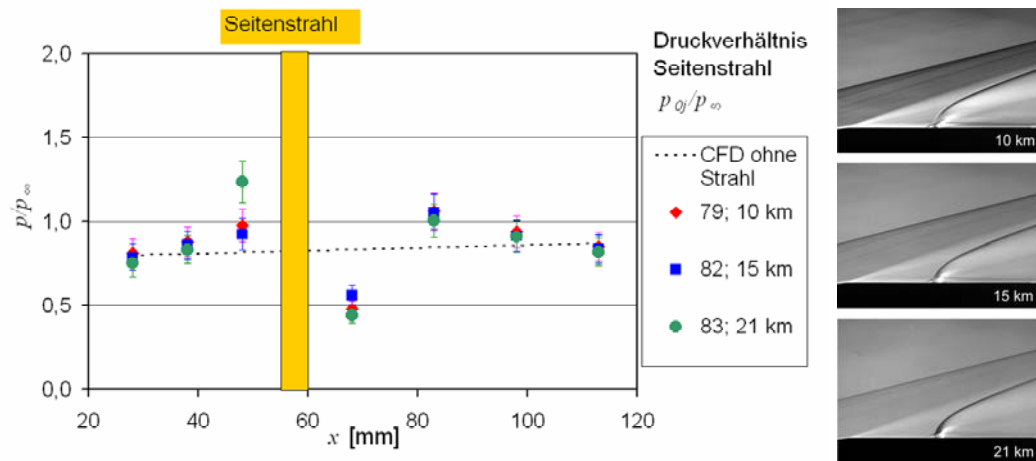


Abb. 2: Vergleich der auf der Mittelachse liegenden Wanddrücke für die drei untersuchten Flughöhen ohne Anstellung des Modells und zugehörige Differentialinterferogramme

Quantitative Aussagen über den Strahlverstärkungsfaktor wurden durch CFD-Rechnungen mit dem numerischen Rechenprogramm CFD++ [2] gewonnen, womit eine Integration der kompletten Druckkraft auf das Modell zur Kraftberechnung möglich war. Die Druckmessungen und die Differentialinterferogramme dienten dabei zur Validation der Rechnungen. Die Ergebnisse zeigen, dass der Strahlverstärkungsfaktor relativ unabhängig vom Druckverhältnis des Seitenstrahls ist. Den wesentlichen Anteil an der Strahlverstärkung liefert das Überdruckgebiet vor dem Seitenstrahl, während das Gebiet stromab vom Seitenstrahl nur einen geringen Anteil beiträgt. Ein positiver Anstellwinkel von 5° hat einen strahlverstärkenden Einfluss, während ein negativer Anstellwinkel von 5° den Strahlschub abschwächt.

Literatur:

- [1] M. Havermann, F. Seiler, H. Ende, A. Pichler, Untersuchungen im Stoßrohr-Windkanal zur Hochgeschwindigkeitssteuerung mit Seitenstrahltechnik, ISL-Bericht RV 225/2007 (2007)
- [2] CFD++ Software, Metacomptech, USA.

Weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen mit dem hier vorgestellten HFK-Flugkörper sind abgeschlossen und werden mit einem aktuellen Nachfolgemodell, dem Querschubflugkörper QSFK, fortgeführt.

Datum: 15. 07 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. J. Srulijes

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

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

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

Weitere Partner: P. Hennig (MBDA/LFK), P. Gleich (MBDA/LFK)

Thema: Theoretische und experimentelle Simulation der Erwärmung von Flugkörperspitzen bei mit realen atmosphärischen Strömungsbedingungen

Ausgangssituation:

Flugkörper bzw. Geschosse, die sich mit hohen Überschallgeschwindigkeiten durch die Erdatmosphäre fortbewegen sind je nach Missionsdauer mehr oder weniger hohen aerothermischen Belastungen ausgesetzt. Sehr hohe Wärmeströme entstehen besonders an Spitzen (Abb. 1), Flügeln und Leitwerken, weshalb gerade an diesen gefährdeten Bauteilen spezielle Schutzmassnahmen zu treffen sind. Die Kenntnis der beim Flug in die Oberflächenstruktur eindringenden Wärmeströme ist demzufolge für die Abschätzung der zu erwartenden Struktur Erwärmung von essentieller Bedeutung, um zukünftige Geschoss- und Flugkörperkonzepte, was Auswahlkriterien für geeignete Werkstoffe angeht, richtig auslegen zu können.



Abb. 1: Nase eines generischen Flugkörpers

Ziel:

Es war demzufolge von Interesse, mittels einer Parameterstudie über einen weiten Bereich der Flugmachzahlen und der Flughöhen die an Spitzen zu erwartenden Wärmestromszenarien rechnerisch zu erfassen und ausführlich im Vergleich mit Messergebnissen aus den Stoßrohr-Windkanälen des ISL in einer „Wärmestrommatrix“ darzustellen. Berechnet wurde der Wärmestrom an Kreiskegeln mit Halbwinkel von 5° / $7,125^\circ$ und 10° bei den Machzahlen: 3,5 / 4,5 / 6 / 8 / 10 und 12 und atmosphärischen Bedingungen von Bodennähe bis zu $h = 70$ km Flughöhe. Die Rechnungen erfolgten mittels des im ISL entwickelten Grenzschichtmodells [1] unter den folgenden Randbedingungen: die Oberflächentemperatur verbleibe bei 293 K und die Anströmung sei konstant, d. h. stationär. Dieses theoretische Verfahren zur Beschreibung der Grenzschichtausbildung basiert auf der klassischen Grenzschichttheorie von Prandtl. Ansätze für die laminare wie auch für die turbulente Grenzschicht werden diskutiert.

Lösungsweg:

Mit dem genannten Grenzschichtverfahren [1] zur Berechnung der Aufheizung einer kegelförmigen Flugkörpersnase wurden umfangreiche Parametervariationen durchgerechnet. So konnte die von der Firma MBDA/LFK¹ initiierte und schon seit Jahren mehr und mehr vervollständigte „Erwärmungsmatrix“ mit rechnerischen Simulationen fortgeschrieben werden. Die Rechnungen erfolgten stationär und kalter Oberfläche. Sie diskutieren im Vergleich untereinander den Einfluss der Machzahl M , der Flughöhe h und des Kegelhalbwinkels α auf den Wärmeeintrag in die Flugkörperstruktur. Gerechnet wurde für die Kegelhalbwinkel: $\alpha = 5^\circ$, $7,125^\circ$ und 10° . Der Vergleich zwischen gerechneten und gemessenen Wärmestromdaten macht Angaben über die laminare wie auch turbulente Struktur der Grenzschicht und deren Transitionsverhalten [2].

STAB

¹ Lenkflugkörpersysteme GmbH, Landshuter Str. 26, D-85716 Unterschleißheim

Ergebnis:

Auf der Basis einer turbulenten wie auch laminaren Grenzschicht sind in den Diagrammen der Abb. 2 beispielhaft für Machzahl 6 und den Kegelhalbwinkel $\alpha = 7,125^\circ$ die Ergebnisse der Wärmestromrechnungen entlang des Kegelmantels, Koordinate x , eingezeichnet. Die Strömung ist rotationssymmetrisch und der Ursprung von x liegt in der Kegelspitze.

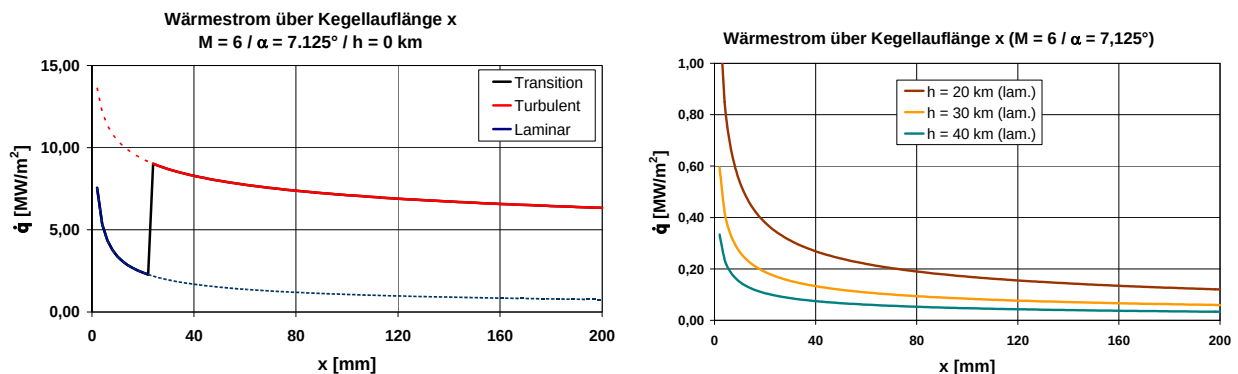


Abb. 2: Wärmestrom über x : $M = 6$, $h = 0$ km (links), $h = 20, 30$ und 40 km (rechts)

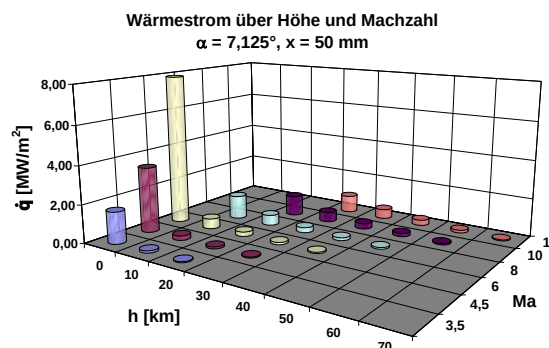


Abb. 3: $M = 3.5$ bis 12 , $h = 0$ bis 70 km, $\alpha = 7,125^\circ$, $x = 50$ mm

Von der Spitze des Kreiskegels her liegt für $x_{Tr} < 22$ mm unter Bodenbedingungen eine laminare Grenzschicht vor (Abb. 2, links). Für $x_{Tr} > 22$ mm wechselt ihr Typ in eine turbulente Grenzschicht, mit einem Anstieg des Wärmestroms um etwa den Faktor 3 verbunden. Zu größeren Höhen h hin verschiebt sich die Transition stromab, bis bei $h = 20$ km (Abb. 2, rechts) die gesamte Grenzschicht am Kegel laminar ausgebildet ist. Die Wärmeströme erreichen bei turbulenter Grenzschicht bis zu 10 MW/m^2 . Im laminaren Bereich ist die Kegelspitze weniger stark belastet (Abb. 2, links). Für $h > 20$ km (Abb. 2, rechts) fällt der Wärmeeintrag dann drastisch ab. Abb. 3 zeigt die „Wärmestrommatrix“ über h und M . Der Einfluss der Flughöhe macht sich erheblich in der Troposphäre bei $h < 10$ km bemerkbar. Strukturwärnungen sind hier beträchtlich. Auch bei Flügen in großen Höhen, die vermutlich länger andauern, kann, trotz niedrigen Wärmeströmen, die Struktur ohne weiteres Schmelztemperatur erreichen.

Literatur:

- [1] F. Seiler, J. Srulijes, M. Havermann, P. Hennig, P. Gleich, Heat transfer measurements at the nose of a high speed Mach 6 missile, ISL-Bericht (eingestuft) S-PU 616/2006 (2006)
- [2] F. Seiler, J. Srulijes, Simulation der Erwärmung von Flugkörperspitzen im Stoßrohr-Windkanal mit realen atm. Strömungsbedingungen, ISL-Bericht RV 216/2008 (2008)

Weiteres Vorgehen:

In Zusammenarbeit mit MBDA/LFK wird die seit Anfang 2008 zur Verfügung stehende Mach-8-Parallelstrahldüse genutzt, um die „Erwärmungsmatrix“ bei Mach-8-Konditionen mit experimentellen Daten zu vervollständigen. Diese wird bei MBDA/LFK zur Validierung der vorhandenen Rechensoftware genutzt. So kann die aerothermische Aufheizung für zukünftige Flugkörpertechnologien theoretisch mit großer Rechengenauigkeit vorhergesagt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Klaus Weinand

Institution: MBDA LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH

Adresse: Landshuter Str.26 **Telefon:** 089 – 3179 8135
85716 Unterschleißheim **e-mail:** klaus.weinand@mbda-systems.de

Weitere Partner: ISL, Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis
5, Rue due General Cassagnou, F-68301 Saint-Louis

Thema: Analyse der Effektivität einer Querschubsteuerung und Interferenz mit aerodynamischen Flächen bei einem zylindrischen Flugkörper großer Streckung

Ausgangssituation:

Luftverteidigungsflugkörper, die sehr schnelle und/oder auch sehr manövrierfähige Ziele abwehren sollen, müssen über ein hohes Maß an Agilität verfügen. Dies gilt umso mehr, wenn die Anforderung nach einem wirksamen Direkttreffer besteht, wie z.B. bei der Abwehr von Wiedereintrittskörpern von ballistischen Raketen. Dabei wird die Wirkung im Ziel hauptsächlich durch die hohe kinetische Energie aus der Annäherungsgeschwindigkeit der Flugkörper erreicht. Mit zunehmender Flughöhe nimmt die Wirksamkeit klassischer aerodynamischer Steuerflächen jedoch ab, da der dynamische Druck, trotz hoher Fluggeschwindigkeiten, den Ruderausschlag nur langsam in eine Fluglagenänderung umsetzt. Die Antwortzeiten auf das Steuerkommando können durch den zusätzlichen Einsatz eines Querschubsystems deutlich verbessert werden. Dabei bringt der Querschub zusätzliche Momente ein die auch in großen Abfanghöhen eine schnelle Änderung der Fluglage ermöglichen und somit dem Flugkörper ein deutlich höheres Maß an Agilität über den gesamten Einsatzbereich verleiht. Verteidigungssysteme die die Querschubtechnologie effizient nutzen erbringen deshalb eine bessere Trefferleistung. Die komplexen aerodynamischen Interaktionen der freien Anströmung mit der Querschubströmung sind jedoch stark von Parametern wie Machzahl, Höhe, Fluglage, Flugkörpergeometrie und Querschubstärke abhängig und können deshalb nicht mit vereinfachten Modellen beschrieben werden.

Ziel:

Die Komplexität der Querschubaerodynamik macht es notwendig die Wirkung eines solchen Systems in möglichst realitätsnahen Systemsimulationen zu untersuchen und somit den Leitungsgewinn zu Quantifizieren und Verbesserungspotential oder Optimierungsbedarf zu erkennen. Dazu ist es notwendig die strömungsmechanischen Effekte an einem detailgetreu nachgebildetem Luftverteidigungsflugkörper zu untersuchen und ein Aerodynamikmodell zu erstellen, das die Interaktionswirkung präzise berücksichtigt. Mit diesem mathematisch digitalem Modell können dann die äußeren Kräfte und Momente auf den definierten Flugkörper, auch unter Einwirkung der aerodynamischen Effekte infolge der Querschubströmung, in Simulationen elektronisch verarbeitet werden. Es ist dann auch möglich einen Autopiloten so auszulegen, dass er Steuerkommandos präzise in die gewünschten Bewegungsänderungen des Flugkörpers umsetzt.

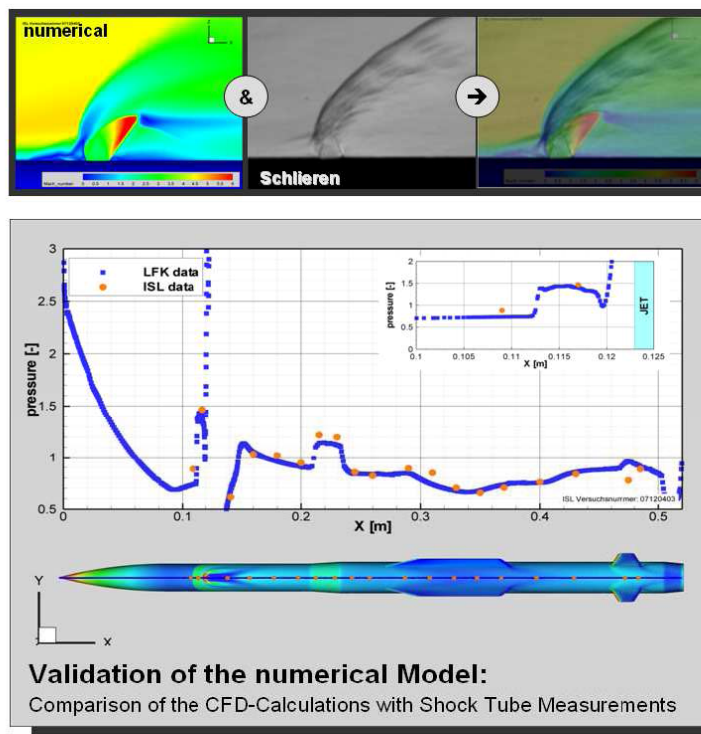
Lösungsweg:

Für die ausgewählte Geometrie eines modernen Luftverteidigungsflugkörpers werden umfangreiche Beiwertberechnungen mittels Computational Fluid Dynamics durchgeführt. Um die Güte der numerischen Ergebnisse bewerten zu können, werden außerdem, basierend auf der gleichen Flugkörpergeometrie, Stoßrohrversuche durchgeführt. Das ISL (Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis) führt in seinem Stoßrohr Messungen bei verschiedenen Anstellwinkel, Rollagen, Machzahlen, Flughöhen und variierenden Druckverhältnissen (Ruhedruck der Querschubströmung zu statischem Druck der ungestörten Anströmung) durch. Druckmessungen an der Oberfläche des Flugkörpermodells werden messtechnisch ausgewertet und dienen als Vergleichswerte. Die gleiche Konfiguration unter gleichen Randbedingungen wird bei der LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH mit dem DLR CFD-Code TAU berechnet. Die numerischen Druckkonturen können nun mit den Druckmessungen aus dem ISL-Stoßrohr verglichen und bewertet werden. Somit kann eine Validierung der numerischen Methode und Vorgehensweise erreicht werden.

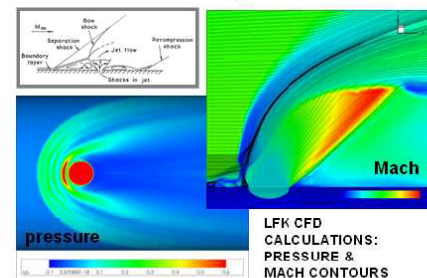
werden. Nachfolgend ist es möglich das gesamte Datenfeld zur Erstellung eines aerodynamischen Simulationsmodells mittels CFD zu berechnen. Der Abgleich mit den Messungen gibt dabei Aufschluss über die Güte des Modells unter sehr realitätsnahen Bedingungen.

Ergebnis:

Seit 2006 wurden Messungen und Rechnungen in großem Umfang durchgeführt und miteinander verglichen. Die Ergebnisse brachten durchweg gute Übereinstimmungen, so dass eine Bestätigung der numerischen Methode für eine Querschubaerodynamik als gegeben betrachtet werden kann. Die Komplettierung des aerodynamischen Datensatzes für die mathematisch digitale Modellierung führte zu einem umfangreichen, komplexen Aerodynamikmodell mit dem nun, neben Systemsimulationen auch umfangreiche Analysen der definierten Querschubsteuerung möglich werden. So konnte gezeigt werden, dass unter bestimmten Randbedingungen die Querschubaerodynamik erheblich von der Flugkörperaerodynamik ohne Querschubströmung abweicht und dass diese Änderungen bezogen auf die Querkraft sowohl einen unterstützende als auch eine vermindernde Wirkung haben kann. Diese Effekte können bei der optimalen Reglerauslegung eine Rolle spielen da sie wie eine zusätzliche Störung im Regelkreis wirken die bisher keine nähere Betrachtung gefunden hat. Die beschriebene Vorgehensweise zur Erstellung eines Aerodynamikmodells kann, mit dem nun gewonnenen Vertrauen in die erarbeitete Methodik auf andere Flugkörperauslegungen und Konfigurationen übertragen werden, ohne dass eine vollständige Validation erneut durchgeführt werden muss.



Numerical Simulation and Shock Tube Measurements of Jet Interaction for an Air Defense Missile with Divert Jet Attitude Control System



Ref.: Page 7 - 03/07/2008

© LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH. The reproduction, distribution and utilization of this document as well as the communication of its contents to others without explicit authorisation is prohibited. Offenders will be held liable for the payment of damages. All rights reserved in the event of the grant of a patent, utility model or design.

MBDA
MISSILE SYSTEMS

Abbildung 1: Validation der Querschubaerodynamik - 2007

Literatur:

- [1] M. Havermann, F. Seiler, H. Ende, A. Pichler, Untersuchungen im Stoßrohr-Windkanal zur Hochgeschwindigkeitssteuerung mit Seitenstrahltechnik (Hochgeschwindigkeitstechnologie HST) bei realen Flugkonditionen, ISL-Bericht RV 225/2007 (2007)
- [2] F. Seiler, B. Sauerwein, M. Bastide, M. Schacherer, Untersuchungen zur Seitenstrahlsteuerung einer aktuellen generischen Flugkörperkonfigurationen im Stoßrohr-Windkanal bei realen Flugkonditionen, ISL-Bericht VE-Nr. 07021

Weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen laufen zurzeit noch und sollen fortgeführt werden. Das Datenfeld für das Aerodynamikmodell mit Querschub wird erweitert und in verschiedenen Entwicklungsbereichen zum Einsatz kommen. Die Messungen werden ebenfalls weitergeführt. Dabei sollen vornehmlich weitere Flughöhen und Rolllagen betrachtet werden.

Datum: 3. Juli 2008

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Florian Vogel, PD Dr.-Ing. Christian Breitsamter,
Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik,
Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15 **Telefon:** 089-289-16171
85748 Garching b. München **Telefax:** 089-289-16139

e-mail: Florian.Vogel@aer.mw.tum.de

weitere Partner: Eurocopter Deutschland GmbH

Thema: Aerodynamische Analysen an einer Hubschrauberzellen-
Konfiguration mit drehendem Rotorkopf

Ausgangssituation:

Bei der Umströmung einer Hubschrauberzelle konventioneller Form (**Abbildung 1**) entstehen entlang des gesamten Rumpfsegmentes durch Ablösevorgänge Wirbelstrukturen. Diese Wirbel, die den Nachlauf der Helikopterzelle bilden, beeinflussen zum einen das Druckgebiet um die Helikopterzelle und zum anderen die Wirkung der Leitwerke am Heckausleger. Der dabei resultierende Effekt ist die Änderung der aerodynamischen Kräfte und Momente auf die Gesamtkonfiguration, die die Stabilität des Helikopters beeinflussen können.

Ziel:

Ziel ist es, durch gezielte Untersuchungen der Strömung um die Helikopterzelle und im Nachlauf bei Anstell- und Schiebewinkelvariationen das Verhalten der Strömungsstrukturen und der Wirbelbildung genau zu beleuchten. Dabei ist zum einen die direkte Beeinflussung des Nachlaufs auf die Helikopterzelle und zum anderen der Einfluss auf die stabilisierende Wirkung der Leitwerke von Bedeutung.

Lösungsweg:

Um die gesamte Strömungstopologie zu bestimmen, werden numerische Simulationen mit der Hubschrauberzelle durchgeführt. Zusätzlich sind Rechnungen mit drehendem Rotorkopf geplant. Die numerischen Ergebnisse werden mit vorhandenen Kraft- und Geschwindigkeitsmessungen einer Modellkonfiguration validiert.

Ergebnis:

In **Abbildung 2** ist die Entstehung der unterschiedlichen Wirbelstrukturen von Zellennase bis in den Nachlauf der Helikopterzelle zu erkennen. Der Rotorkopf wurde bei dieser Simulation nicht berücksichtigt. Von besonderer Relevanz ist dabei die Entwicklung der beiden Wirbel, die an der Nasenunterseite des Körpers entstehen. Zu Beginn weisen diese fast keine Wirbelstärke auf, werden aber entlang der Zelle sehr stark und dominieren am Ende das gesamte Nachlaufgebiet.



Abbildung 1: CAD-Modell Gesamtkonfiguration

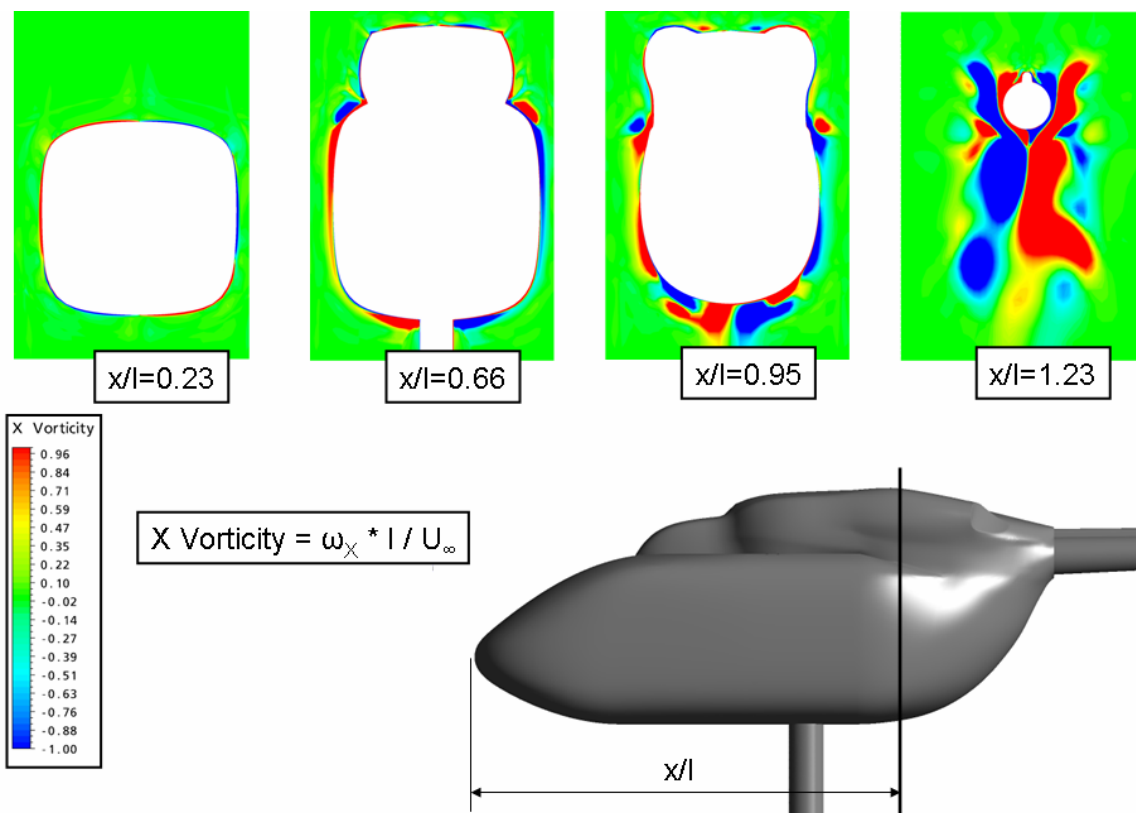


Abbildung 2: Axiale Wirbelstärkeverteilung für verschiedene Querströmungsebenen ($x=\text{const.}$)

Literatur:

- J. Gordon Leishman, "Principles of Helicopter Aerodynamic," Cambridge University Press, 2006.
- F. Le Chuiton, A. D'Alascio "Computation of the Helicopter Fuselage Wake with SST, SAS, DES and XLES Models", Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design 2nd Hybrid RANS-LES Symposium, 2007.
- V. Gleiz, M. Costes "Helicopter Fuselage Drag Prediction: State of the art in Europe" AIAA, Paper2001-0999, Jan. 2001.

weiteres Vorgehen:

Die nächsten Arbeitsschritte beinhalten weitere numerische Untersuchungen der Konfiguration bei Variation des Anstellwinkels.

Datum: 15.07.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Fahrzeugaerodynamik)

Ansprechpartner: Priv.-Doz. B. Basara¹, Priv.-Doz. S. Jakirlić^{2,*},
Dipl.-Ing. F. Aldudak³ and Prof. C. Tropea²

Institution: ¹AVL List GmbH, Hans List Platz 1, 8020 Graz, Austria
²Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Petersenstr. 30, 64287 Darmstadt
³Fachgebiet Strömungsdynamik,
Hochschulstr. 1, 64289 Darmstadt1
^{2,3}Technische Universität Darmstadt, Germany

E-mail : branislav.basara@avl.com; s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de;
aldudak@fdy.tu-darmstadt.de; ctropea@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Truck interference effects on a car during an overtaking maneuver: a computational study

Ausgangssituation:

Aerodynamic effects during highway passing maneuvers are still not well documented. To better understand these effects, a 40% car-truck overtaking process has been carried out in the full scale wind tunnel of the BMW Group in Munich (Schrefl, 2008). The overtaking process has been approximated as a quasi-stationary process in the afore-mentioned experimental study by fixing the truck model at eight stationary positions relative to the car model. Prior to the truck-car interaction during the overtaking maneuver the aerodynamics of the isolated car without the truck has been experimentally investigated to establish the reference pressure distribution for subsequent tests.

Ziel:

The present computational study focuses on validation of some recently developed turbulence models for unsteady flow computations in conjunction with the universal wall treatment in such complex flow situations. The computational analysis includes both the isolated car and truck configurations in addition to their most critical relative position during the overtaking process.

Lösungsweg:

The URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier Stokes) model applied relies on the elliptic relaxation (ER) concept providing a continuous modification of the homogeneous pressure-strain process as the wall is approached to satisfy the wall conditions, thus avoiding the need for any wall topography parameter. This model approach represents a further contribution towards more robust use of advanced closure models. The variable ζ represents the ratio $\overline{v^2}/k$ ($\overline{v^2}$ is a scalar property in the Durbin's $\overline{v^2} - f$ model, which reduces to the wall-normal stress in the near-wall region) providing more convenient formulation of the equation for ζ and especially of the wall boundary conditions for the elliptic function f . This model is used in conjunction with the so-called universal wall treatment. The latter method blends the integration up to the wall (exact boundary conditions) with the wall functions, enabling well-defined boundary conditions irrespective of the position of the wall-closest computational node. This method is especially attractive for computations of industrial flows in complex domains where higher grid flexibility, i.e. weaker sensitivity against grid non-uniformities in the near wall regions, featured by different mean flow and turbulence phenomena (flow acceleration/deceleration, streamline curvature effects, separation, etc.), is desirable. More details about both models can be found in Hanjalic et al. (2004) and Popovac and Hanjalic (2007).

The second computational approach used here ist the so-called PANS (Partially-Averaged Navier-Stokes) method, proposed recently by Girimaji et al. (2003) and Girimaji and Hamid (2005), which provides a seamless transition from URANS to the direct numerical solution (DNS) as the unresolved-to-total ratios of kinetic energy and its dissipation are varied. We have used here the PANS formulation where the equations governing the unresolved kinetic energy k_u and its dissipation rate ε_u are systematically derived from the standard $k-\varepsilon$ model. The model coefficients in the destruction and diffusion terms are appropriately modified: $C_{\varepsilon 2}^* = C_{\varepsilon 1} + f_k (C_{\varepsilon 2} - C_{\varepsilon 1}) / f_\varepsilon$; $\sigma_{\varepsilon, u} = \sigma_{k, u} f_k^2 / f_\varepsilon$. The parameter which determines the unresolved-to-total kinetic energy ratio f_k is defined based on the grid spacing $f_k = (\Delta / \Lambda)^{2/3} / c_\mu$. Here, Δ represents the grid

* Corresponding author: Tel.: 06151-163554; Fax: 06151-164754

cell dimension and Λ the Taylor scale of turbulence. The PANS asymptotic behaviour goes smoothly from URANS to DNS with decreasing f_k ($f_{k,RANS} \rightarrow 1$). In the work presented here, the parameter f_k is implemented in the computational procedure as a dynamic variable, changing at each computational node at the end of corresponding time step, being afterwards used as a fixed value at the same location during the next time step.

All simulations were performed by using the commercial CFD software package AVL FIRE v8.5 (2006).

Ergebnis:

Following figure displays some selected results obtained by computing all three flow configurations. The first comparison with the measurements were made for the time averaged pressure coefficient C_p at the center plane of the car model (upper). At the mid part of the model, the calculated pressure coefficient is somewhat overpredicted on the upper side. Despite, it can be regarded as reasonable agreement with the measured data. It is clear that the main differences can arise from the inappropriate capturing of the transient wake behind the model. This was the main reason for introducing the PANS method in the calculations of the passing maneuver (Fig. lower-right) where the transient effects might have an important role.

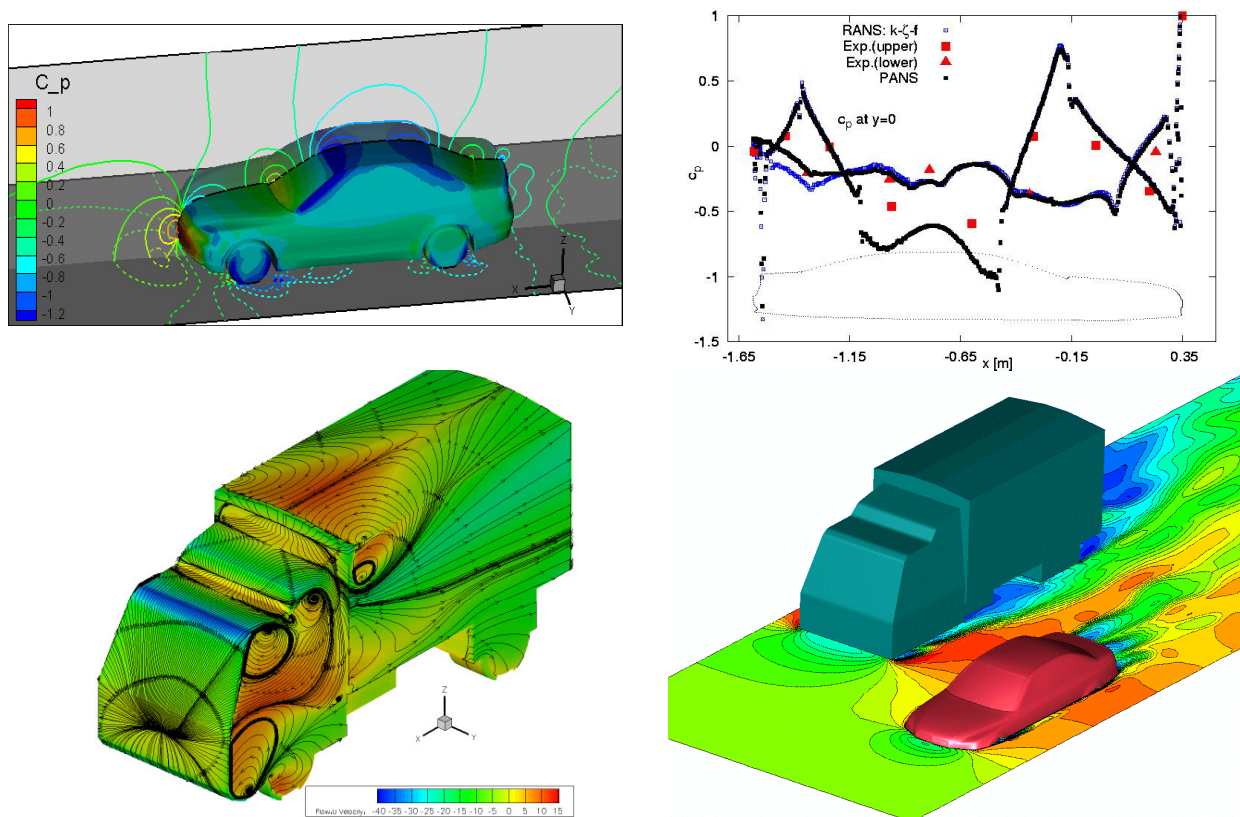


Figure: Mean pressure coefficient distribution over the isolated BMW car model (upper), surface streamlines at the isolated truck model (lower-left) and the velocity magnitude contours in the flow past a car-truck configuration during the passing maneuvers (lower-right)

Weiteres Vorgehen:

The full-length paper will contain more details about the models used as well as their practical modifications proposed after implementation into the AVL FIRE code and appropriate verification and validation. An in-depth analysis of the computational results obtained along with the available experimental data especially with respect to the unsteady character of the flow configuration considered will also be given.

References:

- [1] AVL AST (2006) FIRE Manual 8.5. AVL List GmbH. Graz
- [2] Girimaji, S., Srinivasan, R. and Jeong, E. (2003): PANS - Turbulence Model for Seamless Transition Between RANS and LES: Fixed Point Analysis and Preliminary Results. *Int. 4th ASME-JSME Joint Engineering Conference*, Honolulu, Hawaii, FEDSM2003-45336.
- [3] Girimaji, S. and Abdul-Hamid, K.S. (2005): Partially –Averaged Navier-Stokes Model For Turbulence: Implementation And Validation. *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition*, Reno, Nevada, 2005-0502
- [4] Hanjalic, K., Popovac, M. and Hadziabdic, M. (2004): A robust near-wall elliptic-relaxation eddy-viscosity turbulence model for, *Int. J. of Heat and Fluid Flow*, Vol. 25, pp. 1047-1051
- [5] Popovac, M. and Hanjalic, K. (2007): Compound Wall Treatment for RANS Computation of Complex Turbulent Flows and Heat Transfer. *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 78(2), pp. 177-202
- [6] Schreffl, M.. (2008): Instationäre Aerodynamik von Kraftfahrzeugen: Aerodynamik bei Überholvorgang und böigem Seitenwind. PhD Thesis, Technische Universität Darmstadt

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Vermischungsvorgänge

Ansprechpartner: Victor Fischer, Wolfgang Polifke

Institution: Lehrstuhl für Thermodynamik, TU München

Adresse: Boltzmannstraße 15 **Telefon** +49 89 289 16236
85748 Garching **Telefax:** +49 89 289 16218
e-mail: fischer@td.mw.tum.de

weitere Partner: Schwerpunktprogramm (SPP) 1141 “Analyse, Modellbildung und Berechnung von Strömungsmischern mit und ohne chemische Reaktionen“ der Deutschen Forschungsgesellschaft (DFG)

Thema: **Modellierung der Varianz- und Kovarianztransportgleichung für Large-Eddy-Simulation (LES) mit Vermischungsvorgängen**

Ausgangssituation:

Die Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit von Gasturbinen wird von dem Verbrennungsprozess in der Brennkammer entscheidend mitbestimmt. Der Verbrennungsprozess selber wird durch die Vermischung der Reaktanten beeinflusst, denn eine chemische Reaktion kann nur stattfinden, wenn die Edukte auf molekularer Ebene in Kontakt geraten. Durch eine Optimierung des Vermischungsvorgangs lassen sich Brennstoffbedarf und Schadstoffausstoß einer Gasturbine deutlich reduzieren, gleichzeitig aber die Verbrennungsstabilität erhöhen.

Ziel:

Für die Grobstruktursimulation (LES) von Strömungen mit chemischer Reaktion sollen im Rahmen dieses Projekts Feinstruktur-Modelle entwickelt werden, die einerseits die auftretenden Reaktionsraten so genau wie möglich vorhersagen können, andererseits den Rechenaufwand einer derartigen Simulation möglichst gering halten.

In dieser Arbeit wird ein Ansatz verwendet, der die Feinstruktur-Verteilung der Spezies mit Hilfe von Mischungsmodellen ermittelt; wobei die ersten und zweiten statistischen Momente dieser Verteilungen mit Hilfe von Transportgleichung direkt berechnet werden sollen.

Methode:

Bei der numerischen Simulation einer Strömung werden neben Navier-Stokes'schen Gleichungssatz zusätzliche Transportgleichung für die ersten und zweiten Momente der Feinstruktur-Verteilung gelöst. Die ersten Momente entsprechen den Mittelwerten, die zweiten Momenten den Varianzen und Korrelationen der Verteilung, wobei letztere nicht vernachlässigt wird, da ihr Einfluß unter bestimmten Umständen beträchtlich werden kann [1].

Bei der, für die LES notwendigen, Filterung der Transportgleichung treten Schließungsprobleme auf [2, 3], die mit Hilfe von Modellen gelöst werden

müssen. Diese Modelle müssen neben dem Einfluß der Turbulenz auf den Mischungszustand auch die Produktion und Dissipation von Varianz und Kovarianz möglichst genau wiedergeben. Hierzu werden Ansätze verfolgt und weiterentwickelt, die in der Literatur [3, 4] bereits vorgestellt wurden.

Zur Validierung dieser Modelle wurden Direkte Numerische Simulationen (DNS) von Vermischungsvorgängen ohne Reaktion durchgeführt. Die Auflösung der DNS wird so gewählt, dass die einzelnen Zellen eine homogene Verteilung besitzen. Diese DNS dienen für geringe bis mittlere Reynolds-Zahlen (etwa 10^4) als Validierungsbasis; für höhere Reynoldszahlen wird auf Experimente mit PIV/LIF-Messungen, die von Projektpartnern im Rahmen des SPPs durchgeführt werden zurückgegriffen.

Ergebnisse:

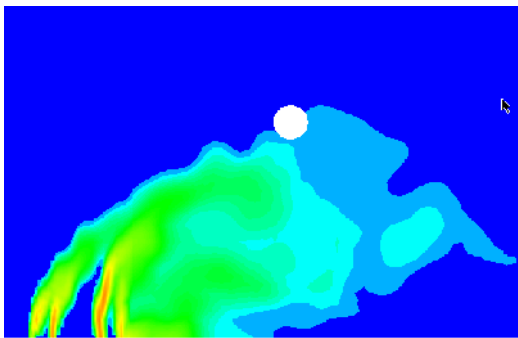


Abbildung 1: Logarithmische Darstellung der skalaren Varianz, z.B. eines Mischungsbruchs in einer LES. Hauptströmungsrichtung von links nach rechts, von unten tritt ein ringförmiger Strahl in das Rechengebiet.

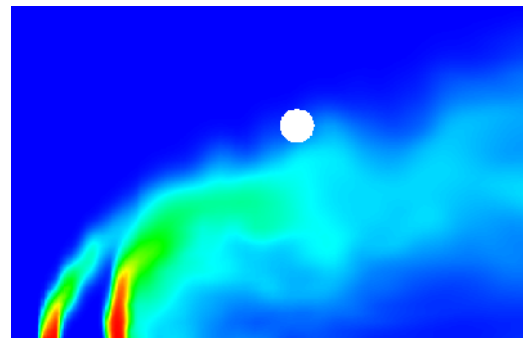


Abbildung 2: Darstellung des skalaren Mittelwertes, siehe auch Abbildung 1

Die Ergebnisse der LES werden mit denen der DNS verglichen. Über die DNS, die ein wesentlich höher aufgelöstes Gitter als die LES besitzt, wird ein Testgitter gelegt, das dem der LES entspricht. Die räumliche und zeitliche Entwicklung der Momente werden verglichen (LES vs. Testfilterung der DNS). Für Reynolds-Zahlen, die mit der DNS dargestellt werden können, ist eine gute Übereinstimmung festzustellen.

Literatur:

- [1] Brandt, M.; Polifke, W.; Ivancic, B.; Flohr, P. & Paikert, B. „Auto-Ignition in a Gas Turbine Burner at Elevated Temperature“ ASME, 2003, 11
- [2] Jaber, F. A. & Colucci, P. J. „Large Eddy Simulation of heat and mass transport in turbulent flows. Part 1: Velocity field“ *Int. J. Heat Mass Transf.*, 2003, 46, 1811-1825
- [3] Jaber, F. A. & Colucci, P. J.: „Large Eddy Simulation of heat and mass transport in turbulent flows. Part 2: Scalar field“ *Int. J. Heat Mass Transf.*, 2003, 46, 1827-1840
- [4] Jimenez, C.; Ducros, F.; Cuenot, B. & Bedat, B.: Subgrid Scale Variance and Dissipation of a Scalar Field in Large Eddy Simulations *Physics of Fluids*, 2001, 13, 1748-1754

Datum:

30. Juni 2008

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Strömungsmaschinen / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Andreas Lucius, Gunther Brenner

Institution: Institut für Technische Mechanik, TU Clausthal

Adresse Adolph-Roemer Str. 2A **Tel.:** 05323 – 72 3715
38678 Clausthal-Zellerfeld **Fax:** 05323 – 72 2203
e-mail: andreas.lucius@tu-clausthal.de

weitere Partner: Piller Industrieventilatoren GmbH

Thema: **Numerische Untersuchung zum Einfluss der Spaltweite im Spitzenspalt eines halboffenen Verdichterlaufrads**

Ausgangssituation:

Die Entwicklung von Turbomaschinen wird maßgeblich von der Forderung höchster Wirkungsgrade getrieben. Die Überströmung der Schaufelspitze in halboffenen Laufrädern trägt wesentlich zur Energiedissipation in der Maschine bei, und hat demnach großen Einfluss auf den Wirkungsgrad.

Es ist bekannt, dass eine Verringerung der Spaltweite zur Abnahme des Spaltmassenstroms und somit zur Erhöhung des Wirkungsgrades und Minderung der Antriebsleistung führt. Auf der anderen Seite werden die minimalen Spaltweiten durch die Gefahr des Anstreichens des Laufrades am Gehäuse begrenzt. Dabei sind Dehnungen durch Temperaturänderung und Belastung des Laufrades sowie Fertigungstoleranzen zu berücksichtigen. Es wird also eine optimale Spaltbreite gesucht, bei der sich ein möglichst hoher Wirkungsgrad bei vertretbarem Aufwand an die Fertigung und Sicherheit im Betrieb erreichen lässt.

Zielstellung:

Im Rahmen der Untersuchung wird mit numerischen Simulationen untersucht, welchen Einfluss die Spaltweite auf Wirkungsgrad und Antriebsleistung hat. Dabei soll gezeigt werden, ob eine optimale Spaltweite mit maximalem Wirkungsgrad existiert.

Zudem bietet die numerische Simulation die Möglichkeit, aus der Literatur bekannte Theorien zur Ausbildung der Strömung im Spalt zu überprüfen. Da der Spaltmassenstrom zum einen Wirkungsgradverlust durch Dissipation in den Scherschichten verursacht, zum anderen den Förderstrom durch die Maschine erhöht und damit die Antriebsleistung erhöht (volumetrische Verluste), ist eine Analyse dieser Zusammenhänge notwendig, um eine bessere Berücksichtigung der Spaltweite in Auslegungsprogrammen zu ermöglichen.

Lösungsweg

Für einen industriellen Verdichter wird mit Hilfe numerischer Simulation die Strömung im Kanal für verschiedene Spaltweiten berechnet. Dazu wird ein kommerzieller CFD Code mit RANS Turbulenzmodellierung benutzt. Ein Vergleich der simulierten Kennlinie mit Messdaten wird zur Validierung der Ergebnisse durchgeführt. Für jede Spaltweite wird eine Kennlinie berechnet, um den Einfluss auf das Betriebsverhalten zu zeigen.

STAB

Ergebnisse:

Es zeigt sich eine starke Abhängigkeit des Wirkungsgrades im mittleren Bereich, bei sehr kleinen und großen Spalten wird der Einfluss geringer. Als Referenz wurden die Simulationsergebnisse für den theoretischen Fall des Laufrades ohne Spalt herangezogen. Der Spaltmassenstrom nimmt für große Spaltweiten sehr hohe Werte an. Außerdem wirkt sich die Spaltweite auf das Betriebsverhalten aus, für große Spalte konnte ein deutlich nach rechts erweiterter Betriebsbereich festgestellt werden. Für den linken Kennfeldrand konnten keine Aussagen getroffen werden, bei stark abgelösten Strömungen ist der Einsatz von stationären RANS Modellen fraglich.

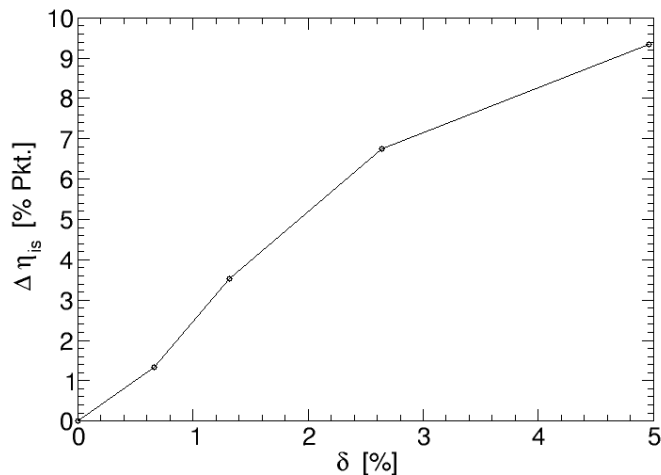


Abb.1 Wirkungsgradverlust im Optimalpunkt für verschiedene Spaltweiten bezogen auf den Mittelwert von Eintritts- und Austrittsbreite

Literatur:

Denton, J.D. "Loss Mechanisms in Turbomachines", Journal of Turbomachinery, Vol. 115, pp 621 - 656, 1993

Sitaram, N. "Review: Recent Investigations of Tip Clearance Flows in Centrifugal Compressors", International Journal of turbo and jet engines, Vol 17 (1), pp 65 – 78, 2000

Van Zante, D., Strazisar, A.J., Wood, J.R., Hathaway M.D., Okiishi T.H., "Recommendations for Achieving Accurate Simulation of Tip Clearance Flows in Transonic Compressor Rotors", Journal of Turbomachinery, Vol 122, pp 733 – 742, 2000

Gao, L.M., Xi, G., Wang, S.J., "Influence of Tip Clearance on the Flow Field and Aerodynamic Performance on the Centrifugal Impeller", Chinese Journal of Aeronautics, Vol 15 (3), pp 139 – 144, 2002

weiteres Vorgehen:

Die Spaltströmung wird wesentlich durch die Belastung der Schaufel beeinflusst, daher soll für ein Laufrad mit ähnlichem Betriebspunkt aber erhöhter Schaufelzahl eine weitere Untersuchung durchgeführt werden.

Datum: 30.06.08

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Vermischungsvorgänge

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Markus Rütten, Dipl. Ing. Lars Krenkel

**Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme**

**Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen**

**Telefon: +49(0)551 709 2867
Telefax: +49(0)551 709 2241
e-mail: markus.ruetten@dlr.de**

weitere Partner:

Thema: Vortex Generator Pairs for Vortex Induced Heat Transfer Enhancement in Heat Exchanger Channels

Ausgangssituation: The increase of fuel prices and the general increasing environmental awareness together with the demand for unlimited, fast and cheap air transport enforces the air manufactureres to lap the full potential of all aircraft sub-systems to guarantee an economical success. One possibility to reduce the specific fuel consumption of modern aircraft is to increase the performance of the environmental control system (ECS), mainly by increasing the performance of the cooling capacity of ECS heat exchangers. A higher cooling capacity could reduce the size of the heat exchangers, which may also enlarge the space envelope for the ducting of the cooling channel giving leeway for flow optimization. The main physical principle causing an enhancement of heat transfer by using of additional devices in heat exchanger channels is to generate or amplify sufficient strong longitudinal vortices which are interacting with the thermal boundary layer. Those vortices are disturbing the stratification of the thermal boundary layer near the heated walls. The transport of warmer fluid perpendicular to the heated wall and its mixing with colder fluid is intensified by transporting external momentum into the inner boundary layer region. Depending on the application flow control devices differ in their geometry, dimensions and integration. Micro devices like roughness elements, dimples or cavities are often used in small heat exchangers. On bigger scales other devices in use are guiding plates, diverters strakes or delta shaped winglets. Since the vortex induced heat transfer enhancement depends strongly on the shape and position of vortex generators the subject of ongoing research is to find design strategies for their shape optimization.

Ziel: Evaluation of the applicability of oppositely arranged vortex generator pairs for the enhancement of vortex induced heat transfer in heat exchanger channels for aircraft applications.

Lösungsweg: The task of the presented work has been to analyse the interaction of generated vortices generated with the thermal boundary layer, in particular the impact of the vortical flow structure on the heated walls and the convective transport of heat within the flow domain. The DLR flow solver THETA has been used to carry out the numerical simulations of the laminar flow in a generic rectangular heat transfer channel with integrated vortex generators. Focal point of the investigation has been the specific arrangement of two vortex generator pairs each consisting of generic, prismatic delta winglets as flow manipulating devices. In order to generate a combination of interacting co- or counterrotating vortices the vortex generator pairs are arranged facing one another: one pair is placed on the lower wall,

STAB

one on the upper opposite channel wall. The lower pair is generating a “common flow up” flow structure (away from the wall), the other pair a “common flow down” flow structure (towards the wall). This leads to an enforced transport of fluid from one wall to the other, even more one generated vortex pair is feeding the other vortex pair. In this numerical study geometrical variations of vortex generator pair arrangements were considered in order to find promising configurations and, even more, principles for the design of such flow control devices. Thus, the efficiency of the mixing process of cold with hot air has been measured on cross sections in order to determine the optimal length for the heat exchanger channel. An additional information in the evaluation of the ECS performance has been the pressure losses having an big impact on the design of other ECS systems following the heat exchanger.

Ergebnis: For a specific vortex generator pair arrangement it can be shown that the enforced vortex pair enhances the mixture of cold and warm fluid in the channel significantly. The analysis of the vortical flow field and the associated temperature field shows that an additional heat transfer with relatively low additional pressure loss can be achieved when cold air surrounds a generated tube of hot air in the middle part of the heat exchanger channel. Thereto different flow visualization techniques are applied to analyse the vortical flow structure. The vortices have been detected by the Λ^2 values, the normalized helicity has been used to distinguish between counter-rotating vortices. Their fingerprints on the heated walls and the heat transfer is examined by the temperature distribution and the heat flux. The usage of simple visualization techniques like streamline integration and advanced line integration convolution techniques yields a better understanding of the vortical structures and the associated heat transfer.

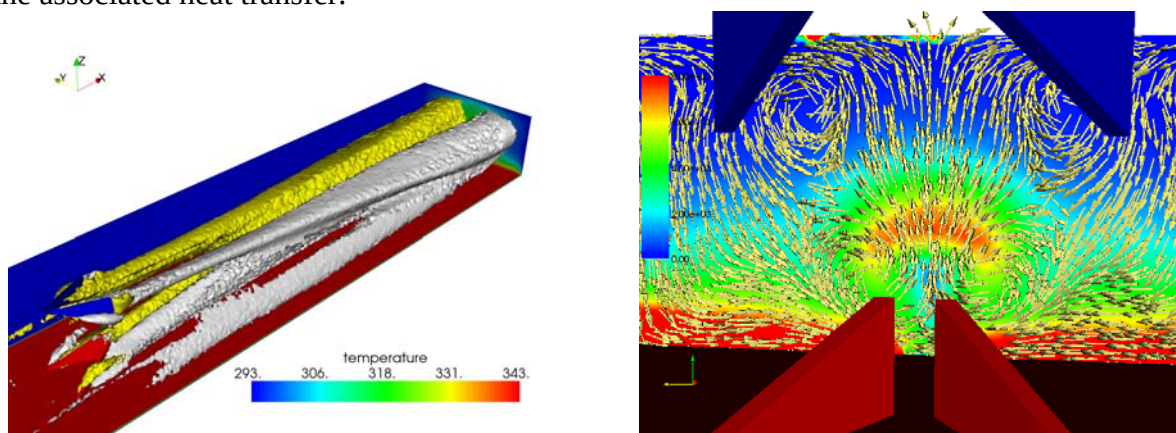


Figure 1: Left: Vortices generated by two vortex generator pairs. Right: Heat flux (colour coded) and an in-plane velocity vector plot on a slice which shows the enforcement of one dominant vortex pair by the other.

Literatur:

- [1] Dupond F., Gabillet C., Bot P.: “Experimental Study of the Flow in a Compact Heat Exchanger Channel with Embossed-Type Vortex Generators”, J. Fluids Eng., Vol. 125, pp. 701-708, 2003
- [2] Fiebig M.: “Vortices, Generators and Heat Transfer”, Chem. Eng. Res. Design, Vol. 76 (A2) pp.108-123, 1998
- [3] Gentry M.C., Jacobi A.M.: “Heat Transfer Enhancement by DeltaWing Vortex Generators on a Flat Plate: Vortex Interactions with Boundary Layer”, Exp. Thermal Fluid Sci., Vol. 14, pp. 231-242, 1996
- [4] Jacobi A.M., Shah R.K.: “Heat Transfer Surface Enhancement Through the Use of Longitudinal Vortices: A Review of Recent Progress”, Exp. Thermal Fluids Sci., Vol. 11, pp. 295-309, 1995

weiteres Vorgehen: Due to the large number of parameters affecting the efficiency of the vortex induced heat transfer enhancement additional simulations have to be carried out. The main goal is to reduce the number parameters and to set-up an optimization process to find the best configuration.

Datum: 14.07.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Kabine / physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Daniel Schmeling, Andreas Westhoff, Matthias Kühn,
Johannes Bosbach, Claus Wagner

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Göttingen

Adresse: Bunsenstraße 10 **Telefon:** 0551 – 7092420
37073 Göttingen **Telefax:** 0551 – 7092241
e-mail: Daniel.Schmeling@dlr.de

Thema: **Strukturbildung in turbulenter Mischkonvektion in einer rechteckigen Konvektionszelle**

Ausgangssituation:

In vielen technischen Anwendungen und der Natur kommt es zur Überlagerung von thermischer und erzwungener Konvektion. Diesen Strömungszustand bezeichnet man als Mischkonvektion. In der Natur findet man diese zum Beispiel in der Meteorologie. Bei technischen Anwendungen tritt die Mischkonvektion beispielsweise in Wärmetauschern oder in besetzten Flugzeugkabinen [1] auf. Oft ist dieser Strömungszustand, insbesondere auf großen Skalen, dreidimensional, instationär oder weist, bis hin zu sehr großen Skalen, chaotisches Verhalten auf.

Ziel:

Ziel der Untersuchung ist es mit Hilfe klassischer Analysemethoden aus der Strömungstechnik und Methoden der nicht linearen Dynamik den Einfluss kohärenter Strukturen auf den Wärmetransport bei Mischkonvektion zu untersuchen. Dabei werden die auftretenden räumlichen Strukturen in Abhängigkeit von der Archimedes-Zahl, welches das Verhältnis zwischen Auftriebs- und Trägheitskräften wiedergibt, untersucht. Als Messtechnik werden Particle Image Velocimetry (PIV) und Temperaturmessungen eingesetzt.

Insbesondere sollen die Daten zu der Überprüfung eines patentierten Skalierungskonzeptes, welches eine räumliche Skalierung von Mischkonvektion durch anpassen von Druck und Anströmgeschwindigkeit ermöglichen soll, verwendet werden [2].

Lösungsweg:

Für die Messung wurde eine rechteckige Zelle mit den Abmessungen von 2500 x 500 x 500 mm³ angefertigt. Die Aluminiumbodenplatte wurde flüssigkeitsgeheizt, die Deckenplatte, ebenfalls aus Aluminium, ist mit Kühlrippen ausgestattet. Durch das Umströmen sind Kühlkörper und Umgebung im thermischen Gleichgewicht. Die Seitenwände wurden durch doppelwandiges Makrolon mit einem Luftspalt von 5 mm realisiert. Die Zelle besitzt oben und unten isotherme und an den Seiten adiabatische Randbedingungen bei guter optischer Zugänglichkeit durch die Seiten. Luftein- und auslass befinden sich auf der selben Seite der Zelle und erstrecken sich über die ganze Zelllänge. Mit diesem Aufbau sind wir in der Lage definierte Mischkonvektion zu erzeugen und zu vermessen. Die Temperaturmessungen wurden mit Hilfe von 62 Pt100 Temperatursensoren in den Heizplatten, den Kühlplatten, am Lufteinlass sowie am Luftauslass durchgeführt. Mittels 2D-2C PIV wurde das Strömungsfeld in der Zelle in mehreren verschiedenen Schnittebenen vermessen. Des weiteren wurde mittels Stereo PIV das Strömungsfeld in longitudinaler Richtung untersucht.

STAB

Ergebnis:

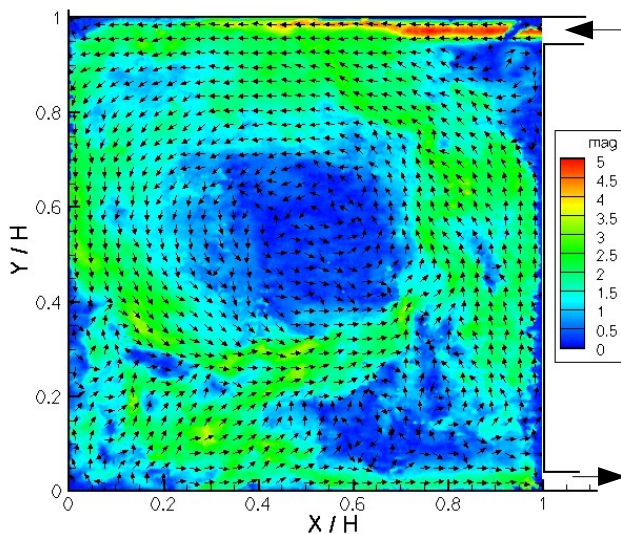


Abb 1: instantanes Geschwindigkeitsfeld bei $Ar = 1,5$, $Re = 2,05 \cdot 10^4$, $Gr = 3,70 \cdot 10^8$ (dargestellt jeder 6. Vektor in jeder Richtung)

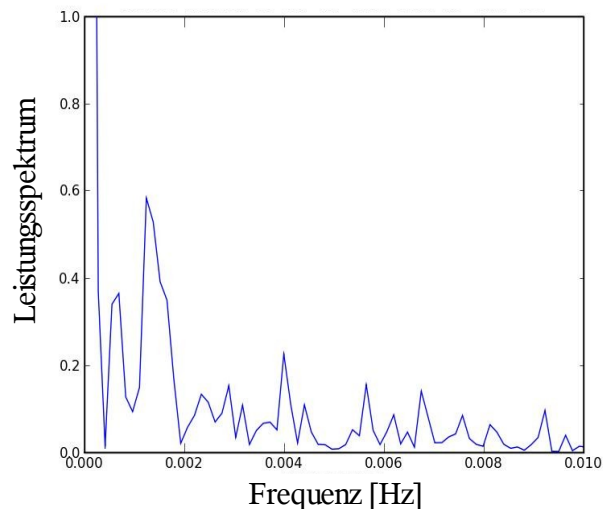


Abb. 2: Leistungsspektrum des zeitlichen Temperaturverlaufes am Luftauslass bei $Ar = 1,5$, $Re = 2,05 \cdot 10^4$, $Gr = 3,70 \cdot 10^8$

Abbildung 1 zeigt ein instantanes Geschwindigkeitsfeld der Mischkonvektion. Die Luft strömt oben rechts in die Zelle ein, folgt dann der Kühlplatte, löst bei ungefähr $X / H = 0.1$ von der Decke ab und folgt der Seitenwand bis ca. $Y / H = 0.4$. Weiter strömt die Luft parallel zur Heizplatte, bis ein Teil der Luft die Zelle durch den Luftauslass unten rechts wieder verlässt und der andere Teil entlang der rechten Seitenwand wieder aufwärts strömt. Im unteren linken Bereich erkennt man deutliche Abweichungen von einer zentrierten Rollenstruktur, welche sich bei rein erzwungener Konvektion ausbildet. Diese Abweichungen sind Resultat aufsteigender Plumes, welche an der Heizplatte entstehen.

Periodische, metastabile Strömungszustände findet man bei der Analyse der Temperatursignale. Die Auslasstemperatur wurde am hinteren Ende des Luftauslasses an mehreren Positionen gemessen. Abbildung 2 zeigt das Betragsquadrat des Spektrums der Temperatur-Zeitreihe einer Messposition. Neben dem Gleichanteil ist deutlich der niederfrequente Anteil bei einer Frequenz von ca. 0.0013 Hz zu erkennen.

Literatur:

- (1) Bosbach J., Kühn M., Rütten M., and Wagner C.: „Mixed convection in a full scale aircraft cabin mock-up“. ICAS, 25th Congress, 2006.
- (2) Westhoff A., Grabinski N., Bosbach J., Wagner C., and Thees A.: „Scaling of Turbulent Mixed Convection under High Pressure“. 5th Int. Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, vol. 3, pp 505-512, 2007.

weiteres Vorgehen:

Vergleich der Ergebnisse mit den Ergebnissen einer Messungen an einer um den Faktor fünf kleineren Zelle gleicher Geometrie, die im Hochdruck Kanal Göttingen (HDG) vermessen wurde um Aussagen über die Skalierbarkeit gemischter Konvektion mittels Hochdruck ermöglichen zu können.

Weitere Temperaturmessungen insbesondere am Luftauslass mit mehr Temperatursensoren und mit einer höheren Sample-Geschwindigkeit um die auftretenden Temperaturfluktuationen genauer untersuchen zu können.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Umströmung stumpfer Körper

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Andreas Winkler; Dr.-Ing. Albert Pernpeintner;
Prof. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16128
Telefax: 089/289-16139
e-mail: andreas.winkler@aer.mw.tum.de

Thema: Automatisierung der aerodynamischen Formoptimierung am Beispiel eines Bobs.

Ausgangssituation: Der Widerstand eines Rennbobs wurde mit rechnergestützten und experimentellen Methoden um ca. 13% verringert. Im Entwicklungsprozess waren fortlaufend sich wiederholende Routineaufgaben durchzuführen und die Entwicklungsschritte hingen vollständig vom Wissen und der Erfahrung des Entwicklers ab.

Ziel: Um den Entwickler von Routineaufgaben zu befreien, soll ein vollständig automatisierter, rechnergestützter Entwicklungsprozess erzeugt werden. Innerhalb dieses Entwicklungsprozesses sollen die Entwicklungsschritte von einem Optimierungsalgorithmus vorgegeben werden. Als Anwendungsbeispiel für das Verfahren dienen die Bugabweiser eines Rennbobs.

Lösungsweg: In einer Vorstudie werden die Formparameter identifiziert, durch die die aerodynamische Güte der Abweiser definiert wird. Daraus folgend werden die Dickenmaxima auf der Ober- und Unterseite, die Dickenrücklagen auf der Ober- und Unterseite und der Anstellwinkel als Designvariablen ausgewählt (Abb.1). Die Softwarepakete DAKOTA, CATIA V5, ICEM CFD und ANSYS CFX werden zu einer Iterationsschleife verbunden. Die Prozesssteuerung und die Kommunikation zwischen den Softwarepaketen werden durch Python-Skripte realisiert (Abb.2).

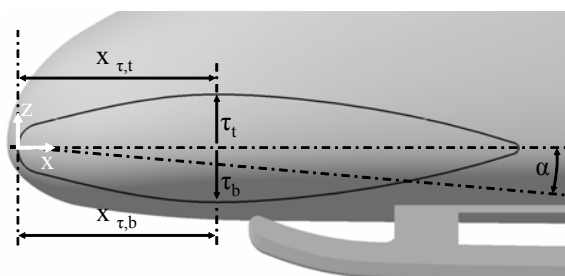


Abbildung 1: Designvariablen und Bugabweiser in der Seitenansicht.

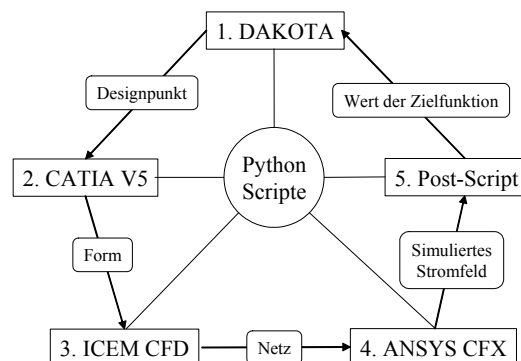


Abbildung 2: Iterationsschleife des AASD-Prozesses.

Der Durchlauf eines Iterationsschritts im Automated Aerodynamic Shape Development (AASD) - Prozess beinhaltet die folgenden Schritte: DAKOTA bestimmt auf Basis des vom
STAB

Nutzer gewählten Optimierungsalgorithmus einen Designpunkt. Der Designpunkt wird an CATIA V5 übermittelt und dort in eine Abweiserform übersetzt. Die Form wird an ICEM CFD übermittelt und ein unstrukturiertes Netz um den Bob erzeugt. Ein typisches Netz besteht aus ca. 4,1 Mio. Elementen. Die Grenzschichten am Bob sind mit 10 Elementen normal zur Bobwand aufgelöst. Die Erzeugung benötigt ca. 3 CPU-Stunden auf einer SGI Altix 4700. Das Netz wird an ANSYS CFX weitergereicht. Es erfolgt eine stationäre, turbulente RANS-Simulation unter Verwendung des SST-Turbulenzmodells, die ca. 21 CPU-Stunden auf einer SGI Altix 4700 benötigt. Aus dem simulierten Strömungsfeld wird unter Verwendung eines Post-Scripts der Wert der Zielfunktion extrahiert, im konkreten Fall der Widerstand des Bobs. Der Wert der Zielfunktion wird an DAKOTA übermittelt und ein neuer Iterationsdurchgang folgt.

Ergebnis: Für die Optimierung wird ein globales, evolutionäres Optimierungsverfahren ausgewählt. Die Populationsgröße beträgt 5, die Crossover-Rate beträgt 0,5, die Mutationsrate beträgt 1 und es werden 100 Designpunkte ausgewertet. Die Ergebnisse nach den ersten 53 Designpunktauswertungen sind in Abbildung 3 dargestellt, in der der Widerstandsbeiwert über der Nummer des Designpunkts aufgetragen ist.

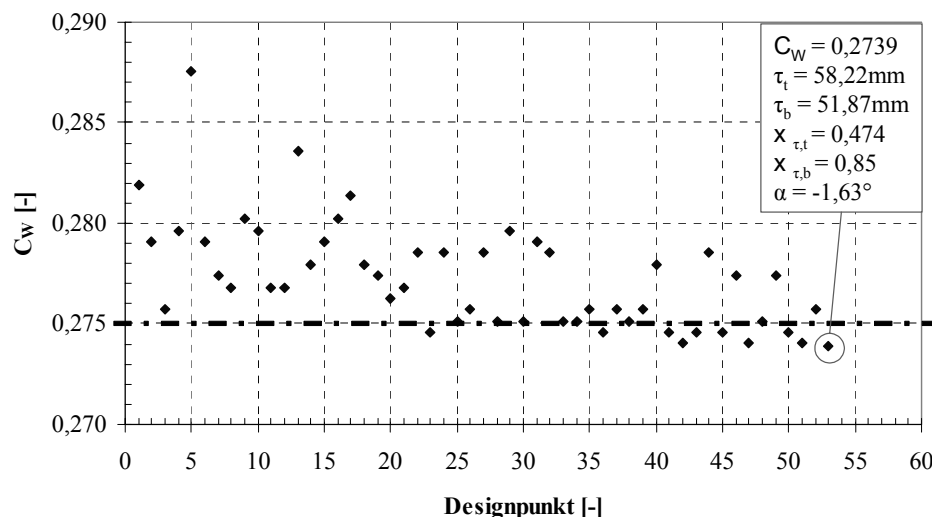


Abbildung 3: Widerstandsbeiwerte der Designpunkte.

Die Strich-Punkt-Linie kennzeichnet den Widerstand der auf herkömmliche Weise optimierten Form. Das bisherige Minimum des AASD-Prozesses ist mit einem Kreis gekennzeichnet und liegt ca. einen Punkt unter dem C_w -Wert der bisherigen Formvariante. Die Streuungen des C_w -Werts in den Populationen zeigen die Suche im Optimierungsraum nach Gebieten mit einem potentiellen Minimum (Exploring). Die durchschnittliche Verringerung des Widerstands mit zunehmender Designpunktnummer verdeutlicht die Suche nach dem globalen Minimum (Searching).

Weiteres Vorgehen:

Nach Abschluss des globalen Verfahrens kann ein lokales Optimierungsverfahren zum Einsatz kommen, falls ein weiteres signifikantes Optimierungspotential zu erwarten ist. Die Leistungsfähigkeit der unterschiedlichen Optimierungsverfahren in DAKOTA ist von Interesse. Zu deren Bewertung kann die Heckabweiseroptimierung als Anwendungsbeispiel dienen.

Datum: 07.04.09

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Orhan Aybay, Michael Breuer

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Friedrich–Alexander Universität Erlangen–Nürnberg

Adresse: Cauerstraße 4
D-91058 Erlangen

Telefon: 09131/8529572

Telefax: 09131/8529579

E–mail: orhan.aybay@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Li He (Department of Engineering Science, Oxford University, Oxford, UK)

Topic: Large–Eddy Simulation of Three–Dimensional Cavity Flow using a Time Conservative Finite–Volume Method

Introduction:

Compressible flow over open cavities is naturally unsteady. It generates very complex flow fields and involves shear layer instabilities, turbulence, aeroacoustics, flow separation and reattachment. Car sunroof, aircraft weapon bay and landing gear wheel well can be considered as the applications of the flow over open cavities. Open cavity flows are governed by a feedback mechanism. The instability waves are convected in the shear layer from the upstream corner of the cavity to the downstream region of the cavity, where they produce strong pressure variations. These pressure disturbances (e.g. tones) propagate upstream and further excite vortical disturbances in the vicinity of the separation region. Then they propagate in streamwise direction along the shear layer and complete a feedback loop. Self-sustained oscillations inside the cavity generate intense density and pressure fluctuations that may lead to strong vibrations up to structural damage. Computational aeroacoustics (CAA) can be used to predict flow–induced sound generation and propagation in cavities. The modeling requirements of aeroacoustics problems are substantially different from traditional fluid dynamics problems. The acoustical signals are typically much smaller than those of the mean flow variables and hence require much higher resolution and lower dissipation of the computational methods applied. There are two approaches to obtain accurate results for CAA problems. The first one employs standard computational fluid dynamics (CFD) methods with much finer grid resolution and the second one employs high-order numerical schemes. The standard second-order CFD schemes (e.g. central schemes, upwind schemes), are generally too dissipative to adequately compute and simulate aeroacoustics problems. The numerical schemes should resolve acoustic waves with low dissipation and dispersion errors. Thus high-order numerical schemes have been widely used for CAA applications. However, they attend to have difficulties in simulating regions with high gradients or discontinuities (e.g. shock waves). The major drawbacks of the high-order schemes are the lack of a shock capturing property and the difficulty to deal with complex geometries. Spurious oscillations are frequently observed in the steep regions of the shock [1]. These non-physical oscillations of the flow variables can be dampened by employing low-order smoothing in the vicinity of large gradients. However, the smoothing would complicate and prevent the numerical scheme from being general. Furthermore, the smoothing would result in loss of accuracy [2]. Another difficult aspect of the high-order scheme is the application of boundary conditions: The order of the schemes tends to be reduced on the boundaries which results in more complicated boundary condition treatments and again reduction of accuracy.

Objectives:

There is a need for further development to address the issues associated with standard second-order CFD schemes and high-order schemes. The approach taken here is to develop an advanced high resolution, low dissipation second-order scheme, aimed at solving complex unsteady aerodynamic and aeroacoustics problems with high accuracy. The second aim of the present project is to use the large–eddy simulation (LES) technique in order to simulate turbulent flows including separation, reattachment or vortex shedding phenomena.

Solution Method:

A high–resolution time conservative three–dimensional flow solver has been developed. The time conservative finite–volume method is known as the space–time conservation element and solution element method, or the CE/SE method in short, originally proposed by Chang [3] at NASA Glenn Research Center. In this method, space and time discretizations are coupled. The conservation of space–time fluxes enforced over the surface of the control volume. Contrarily, traditional methods focus only on the conservation of the spatial fluxes and they employ a separate discretization in space and time. Furthermore, the flow variables (i.e. gradients) are treated as unknowns. No knowledge of the waves or the direction of wave propagation is required for the present scheme. Hence, the convective fluxes at the face of the control volume can be evaluated without using a Riemann solver. Several cases with a wide range of flow conditions have been computed to verify the accuracy of the method and to demonstrate its effectiveness [4]. Another unique feature of the present scheme is that it allows the use of simple

but effective non-reflecting boundary conditions due to the flux-based nature of the method. In contrast to that, the implementation of non-reflecting boundary conditions for traditional methods, based on characteristic theory, can be numerically expensive. The time conservative finite-volume method is an explicit time-marching scheme. The maximum permissible time step is restricted by the smallest grid cell due to stability limitations. In order to reduce the run-time requirement of the simulations, the flow solver is parallelized by domain decomposition with explicit message passing via MPI. For that purpose it is useful that the method is based on a multiblock structured grid. For simplicity, the number of grid points is taken as equal at both sides of a block interface. Hence, exchanging the physical quantities between the blocks becomes straightforward. In order to simulate turbulent flows, the LES technique is employed, since it is well suited for detailed studies of complex unsteady flows and aerodynamic noise. The subgrid-scale turbulent fluctuations are approximated by the Smagorinsky model.

Results:

The cavity geometry is taken from the M219 cavity configurations. The length of the cavity L and its width W are normalized by the cavity depth D , where $L/D = 5$ and $W/D = 1$. Experiments were carried out in the QinetiQ wind tunnel as part of the project on Turbulence Modeling for Military Application Challenges (TurMMAC) [5]. A three-dimensional large-eddy simulation is carried out for the subsonic cavity flow where the free-stream Mach number is $M = 0.85$. Stagnation pressure and temperature are set to 99,540 Pa and 301 K, respectively. The Reynolds number based on the cavity depth is $Re_D = 450,000$. The computational domain is decomposed into 64 subdomains for parallel computations. $(415 \times 130 \times 60)$ cells are above the cavity and $(260 \times 80 \times 30)$ cells are inside the cavity. Figures 1 and 2 show a snapshot of the magnitude of the vorticity on the central plane and a comparison of the root-mean-square (RMS) fluctuations along the cavity floor with the experimental data and the 4th order central difference scheme [6], respectively. The development of the shear layer and the propagation of the vortical structures in the streamwise direction can be seen clearly. Recirculating vortical structures in the downstream part of the cavity affect the shear layer, resulting in the generation of new pressure disturbances. Generally, the calculated RMS pressure values are in good agreement with the experimental data [5]. However, the RMS pressure prediction slightly deviates from the experimental data in the vicinity of the rear corner of the cavity floor. Further results will be provided in the paper.

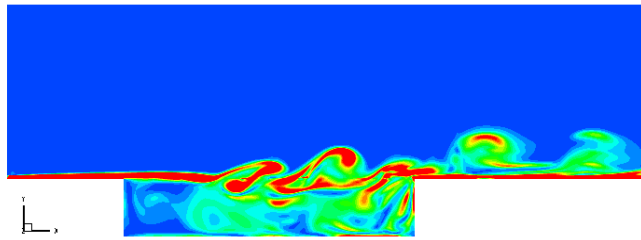


Figure 1: Snapshot of the magnitude of the vorticity on the central plane of the cavity

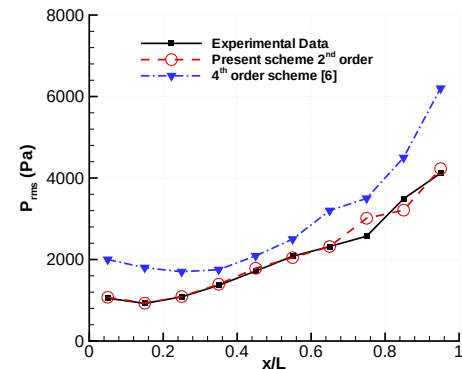


Figure 2: RMS pressure fluctuations at the cavity floor

Literature:

- [1] Tam, C. K. W. and Webb, J. C.: "Dispersion-Relation-Preserving Finite Difference Schemes for Computational Acoustics", Journal of Computational Physics, vol. **107**, pp. 262–282, (1993).
- [2] Envia, E., Wilson, A. G. and Huff D. L.: "Fan Noise: A Challenge to CAA", International Journal of Computational Fluid Dynamics, vol. **18**, no. 6, pp. 471–480, (2004).
- [3] Chang, S. C. W.: "The Method of Space-Time Conservation and Solution Element– A New Approach for Solving the Navier-Stokes and Euler Equations", Journal of Computational Physics, vol. **119**, pp. 295–324, (1995).
- [4] Aybay, O. and He, L.: "Development of a High-Resolution Time Conservative Finite Volume Method for Large Eddy Simulation", Engineering Letters, vol. **16**, no. 1, pp. 96–103, (2008).
- [5] Peshkin, D. A.: "TurMMAC application challenge test case specification: M219 Cavity", QINETIQ/FST/CAT/WP020905, (2002).
- [6] Chen, X., Sandham, N. D. and Zhang, X.: "Cavity Flow Noise Predictions", Report No. AFM-07/05, School of Engineering Sciences, University of Southampton, (2007).

Date: June 27, 2008

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsakustik/Fluglärm

Ansprechpartner: Marcus Bauer

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

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2420
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: marcus.bauer@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Berechnung von Umströmungslärm mit der Diskontinuierlichen Galerkin Methode

Ausgangssituation:

Umströmungslärm entsteht bei der turbulenten Umströmung von Kanten. Vor dem Hintergrund heutiger leiser Triebwerke ist er eine bedeutende Lärmquelle beim Landeanflug von Verkehrsflugzeugen.

Um den breitbandigen Umströmungslärm eines ausgefahrenen Vorflügels vorher zu berechnen, wurde in [1] die Turbulenz mit der neuartigen Random Particle-Mesh (RPM) Methode stochastisch modelliert. Dadurch konnte eine sehr geringe Rechenzeit verwirklicht werden. Die räumliche, zweidimensionale (2D) Diskretisierung der zugrunde liegenden akustischen Störungsgleichungen (APE) erfolgte allerdings noch durch Standard-Finite-Differenzen auf einem blockstrukturierten Gitter. Die Erzeugung eines derartigen Gitters für komplexe Geometrien ist generell zeitraubend und mit viel Handarbeit verbunden. In [1] bestand es z.B. aus 25 Blöcken. Dieser Aufwand könnte künftig umgangen werden, indem man für die 2D räumliche Diskretisierung ein flexibles, unstrukturiertes Dreiecksgitter heranzieht.

Die Diskontinuierliche Galerkin (DG) Methode funktioniert auf solchen Gittern, und ermöglicht auch darauf noch eine robuste und effiziente Diskretisierung hoher Ordnung. Sie wurde in der aeroakustischen Fachwelt bereits wiederholt erfolgreich eingesetzt. Allerdings kann man einerseits in der Literatur bisher noch kein Standard-Vorgehen identifizieren, wie man diese Methode anwenden sollte, wenn die zeitgemittelte Grundströmung, die einem Störgleichungssystem wie den APE zugrunde liegt, ortsveränderlich ist. Andererseits wurde sie zur Vorausberechnung von Umströmungslärm bisher noch nicht mit einer turbulenten Quelle kombiniert.

Ziel:

Das konkrete Ziel der Arbeit ist die 2D Berechnung von breitbandigem Vorflügelärm analog zu [1], allerdings hier auf einem unstrukturierten Dreiecksgitter.

Lösungsweg:

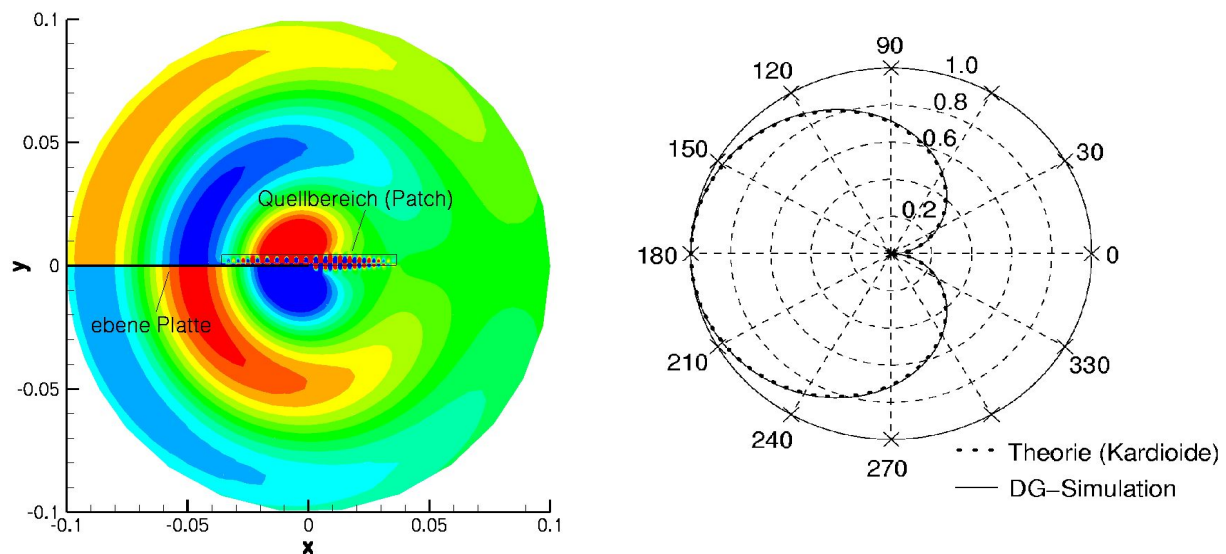
Die speziell verwendete DG-Formulierung orientiert sich an [2] und ist in [3] näher beschrieben. Als räumliche Formfunktionen in den Dreieckselementen werden Lagrange-Polynome dritten Grades verwendet, und die Zeitintegration erfolgt durch ein explizites Standard-Runge-Kutta-Verfahren vierter Ordnung. Die Gesamtordnung der DG-APE-Diskretisierung ist somit vier (durch Testrechnungen nachgewiesen). Die Implementierung erfolgt in der Programmiersprache Fortran.

Ergebnisse:

Zur Verifizierung der verwendeten DG-Diskretisierung für den wichtigen Fall des Schalldurchganges durch eine Scherschicht, d.h. durch eine ortsveränderliche Grundströmung, wurde z.B. das Schallfeld eines Monopols, der sich in einer Grenzschicht befindet, simuliert. Die Ergebnisse stimmen sehr gut mit numerischen und analytischen Vergleichslösungen überein [3].

Um zu prüfen, ob die aktuelle DG-Diskretisierung die aeroakustische Schallentstehung an turbulent umströmten Kanten korrekt beschreibt, wurde zunächst testweise mit stark vereinfachtem Setup der Hinterkantenlärm einer dünnen, ebenen Platte simuliert. Das Rechengitter bestand aus etwa 8000 unregelmäßig angeordneten Dreiecken und war an der Hinterkante verfeinert. Der Quellterm der APE wurde zunächst nur in einem Quellbereich über der Hinterkante (siehe linkes Bild) aus einem sehr einfachen, analytischen Turbulenzfeld, und noch nicht aus RPM-Turbulenz, berechnet.

Das linke Bild zeigt eine Momentaufnahme des berechneten Schwankungsdruckfeldes. Das Schallfeld ist erfreulicherweise völlig (anti)symmetrisch entlang $y = 0$. Die Richtcharakteristik - entlang



einem Kreis mit dimensionslosem Radius $r = 0.08$ um den Koordinatenursprung - stimmt sehr gut mit der analytischen Lösung überein, siehe rechtes Bild.

Literatur:

- [1] Ewert, R.: "Broadband Slat Noise Prediction based on CAA and Stochastic Sound Sources from a Fast Random Particle-Mesh (RPM) Method", Computers and Fluids, Vol. 37, Issue 4, pp. 369-387, 2008
- [2] Ehrenfried, K., Meyer, C. and Dillmann, A.: "Simulation of Sound Propagation in Boundary Layers based on Möhring's Acoustic Analogy", AIAA-Paper 2003-3272, 2003
- [3] Bauer, M.: "Computation of Airframe Noise with the Discontinuous Galerkin Method", Proceedings of DAGA 2008, Dresden, Germany, pp. 287-288, 2008

weiteres Vorgehen:

Um den Testfall "Hinterkantenlärm ebene Platte" abzuschließen, werden die Ergebnisse noch mit numerischen Lösungen bei Anwendung eines Standard-Finite-Differenzen Verfahrens zur räumlichen Diskretisierung verglichen. Schließlich erfolgt - unter Verwendung des RPM-Modells - die Berechnung von breitbandigem Vorflügelärm inkl. Verifizierung bzw. Validierung der Ergebnisse.

Datum: 23.06.08

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik (BFS-Projekt Stream Noise/Struk-Noise)

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Stefan Becker / Dipl.-Ing (FH) Thomas Grohmann

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen

Adresse: Cauerstraße 4
91058 Erlangen

Telefon: 09131/85-28272
e-mail: Stefan.Becker@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Ansprechpartner Thomas Grohmann
Gardner Denver Deutschland GmbH
Industriestraße 26
97616 Bad Neustadt/Saale
Telefon: 09771/6888-2575
Fax: 09771/6888-4024
e-mail: Thomas.Grohmann@gardnerdenver.com

Thema: Aeroakustische Optimierung von Seitenkanalgebläse

Ausgangssituation:

Seitenkanalmaschinen zählen zu den Strömungsmaschinen und finden Einsatz in vielen Bereichen der Industrie. Der Geräuscheindruck von Seitenkanalgebläsen wird dominiert von schmalbandigen Komponenten bei Vielfachen der Frequenz $\text{Schaufelzahl} \times \text{Drehzahl}$.

Aufgrund sich stetig verschärfender gesetzlicher Anforderungen an zulässige Schall-emissionen und -immissionen sowie der zunehmenden Sensibilität der Öffentlichkeit sind die Hersteller von Maschinen und Anlagen gezwungen, Schallpegel zu reduzieren.

Ziel:

Ziel der Projekte ist die Identifizierung, Beschreibung und zielgerichtete primäre Reduzierung der tonalen strömungsakustischen Quellen.

Lösungsweg:

Anhand experimenteller und numerischer Methoden wurden die dominierenden tonalen Schallquellen am Ein- und Austritt des Schaufelkanals sowie an der Beschauflung untersucht. Für unterschiedliche Betriebsparameter wurden Schalldruckpegel und im Gebläse gemessene Druckpulsationen korreliert und die Schallquellen geortet. Ergänzend dazu dienten LDA-Messungen und CFD-Rechnungen der Visualisierung der Aufklärung der strömungsmechanischen Schallentstehungsmechanismen und einer anschaulichen Visualisierung.

Ergebnis:

Als tonale Schallquellen mit der subjektiv als störend empfundenen Schaufelfrequenz $= \text{Schaufelzahl} \times \text{Drehzahl}$ konnten:

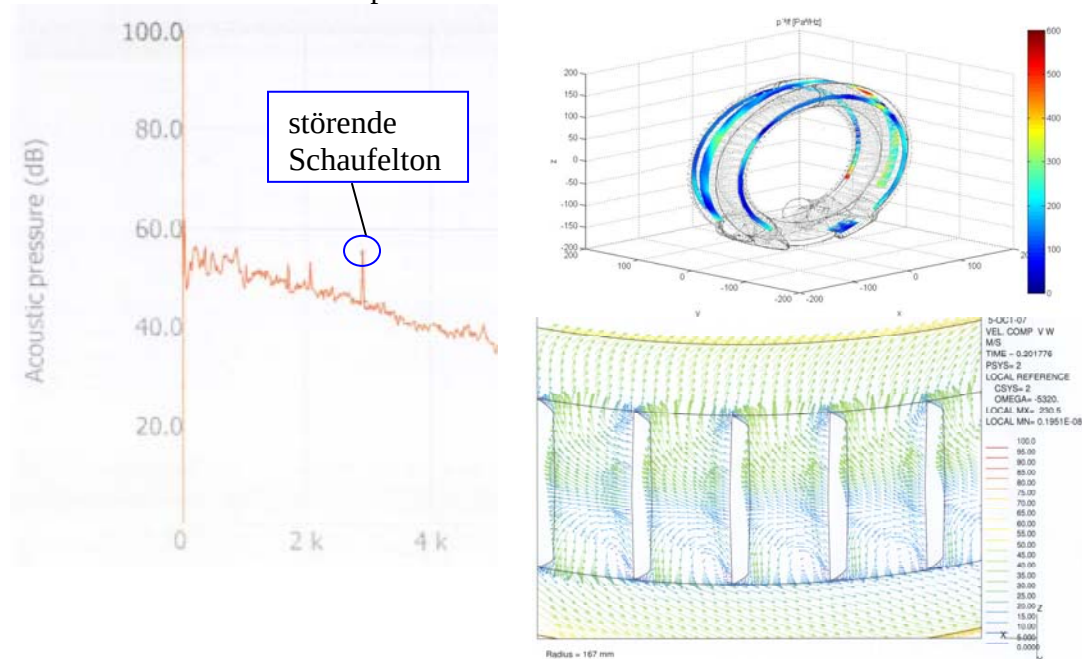
- am saugseitigen Unterbrecher die Entspannung des von der Druckseite zur Saugseite mitgeschleppten Unterbrechermassestroms, wirksam als Monopolquelle aufgrund zeitlicher Massestromänderung $dm./dt$,
- an der Druckseite die Schaufelausströmung, wirksam als Monopolquelle aufgrund der zeitlichen Massestromänderung $dm./dt$ und die Impulsanregung des Unterbrechers als Dipolquelle durch instationäre Schaufelkräfte beim Abstreifen des mitgeführten Gases sowie STAB
- im Seitenkanal die periodische Wirbelablösung hinter der Schaufel

identifiziert werden.

Die Entspannungsvorgänge am saugseitigen Unterbrecher zeigten sich hauptsächlich abhängig vom wirkenden Druckverhältnis über dem Unterbrecher, sowie der Zeit der Schaufelzellenöffnung beim Verlassen des Unterbrechers. Durch gezieltes Einbringen von Entspannungsnuten konnte die tonale Schallentstehung deutlich reduziert, sowie der Wirkungsgrad des Gebläses gesteigert werden.

Die Schallentstehung an der Druckseite des Unterbrechers wird beeinflusst durch die Zirkulationsgeschwindigkeit des Fluides. Je höher die Zirkulationsgeschwindigkeit, desto größer die zeitliche Massestromänderung und die Impulswirkung. Durch Vergrößern des „Abstreifwinkels“ (die zeitliche Änderung verringert sich) beim Eintritt in den druckseitigen Unterbrecher kann die Schallentstehung deutlich reduziert werden.

Die tonale Schaufeltonüberhöhung im Seitenkanal konnte als periodische Wirbelablösung an der Schaufelrückseite identifiziert werden. Je nach Typ des Seitenkanalgebläses traten diese Ablösungen in einem schmalen Lieferzahlbereich auf bzw. ließen sich über die Strouhalzahl ordnen. Durch Veränderung der Schaufelflanken konnten die Wirbelbildung und demzufolge die tonalen Schaufeltonkomponenten reduziert werden.



Die Darstellungen zeigen die störende Schaufeltonkomponente bei Schaufelfrequenz, die auftretenden Druckpulsationen im Seitenkanal und am Unterbrecher sowie die Wirbelablösungen hinter der Schaufel.

Literatur:

R. Dittmar: Zur Berechnung des Schaufeltonpegels bei Seitenkanalgebläsen, *Luft- und Kältetechnik*, 7:327-331, 1995.

Dittmar, Kempf, Grohmann: Technische Innovationen bei Seitenkanalgebläsen, *Pumpen und Kompressoren 2008*, VDMA, Dr. Harnisch Verlagsgesellschaft mbH, S.98-104, 2008.

G. Grabow: Energieübertragung durch Impulsaustausch bei verschiedenen Fluidmaschinen, *Maschinenmarkt*, Würzburg, 103:36-41, 1997.

D. Surek: Strömungsvorgänge und Schwingungen in Seitenkanalverdichtern, *Beiträge zu Fluidenergiemaschinen*, Verlag W.H. Faragallah, 5, 2000.

V. Weise: Elementarvorgänge der Schallerzeugung in Seitenkanalgebläsen, *Freiberger Forschungshefte*, S. 150-165, 1998.

weiteres Vorgehen:

Mathematische Beschreibung der physikalischen Vorgänge, Entwicklung akustischer Auslegungssoftware, Fluid-Struktur-Wechselwirkungsvorgänge sind grundlegend zu betrachten.

Datum: 30.06.08

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Methoden

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Andreas Birkefeld, Prof. Claus-Dieter Munz

Institution: Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21,
70550 Stuttgart

Telefon: 0711 685 63439
Telefax: 0711 685 53439
e-Mail: Birkefeld@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
DLR Braunschweig

Thema: Hybride Methoden für CAA

Ausgangssituation: In Strömungen kleiner Mach-Zahlen ist zur Berechnung aeroakustischer Phänomene ein hybrider Ansatz mit getrennter Strömungs- und Akustiksimulation häufig der direkten Simulation vorzuziehen. Am IAG wurden verschiedene Akustiklöser entwickelt oder aus Strömungslösern abgeleitet. Diese rechnen zum Teil auf strukturierten Gittern, um die Vorteile bei der Gitterverwaltung und der Rechenzeit auszunutzen. Im Umfeld komplizierter Strukturen oder Geometrien bietet sich die Verwendung von Verfahren für unstrukturierte Gitter an, da hier der Aufwand für die Generierung strukturierter Netze sehr hoch oder nicht möglich ist.

Ziel: Ziel unseres Projektes ist es, ein Programm für die industrielle Anwendung zu schaffen, das eine schnelle und genaue Berechnung aeroakustischer Phänomene vor allem im Bereich komplexer Geometrien erlaubt. Um solche Rechnungen möglichst effizient auszuführen, wird eine Kopplung zwischen dem Discontinuous-Galerkin-Code *NoisSol* (IAG, Uni Stuttgart) für unstrukturierte Gitter im Bereich von Hindernissen und dem Finite-Differenzen-Code *PIANO* (IAS, DLR Braunschweig) für strukturierte Gitter im hindernisfreien Fernfeld durchgeführt werden.

Lösungsweg: Der Lösungsweg besteht aus den folgenden Arbeitspunkten:

1. Weiterentwicklung der einzelnen Löser: Bei der hybriden Aeroakustik wird die Anregung akustischer Wellen durch Quellterme berücksichtigt. Diese werden mit Hilfe einer vorangegangenen instationären Strömungssimulation, (z.B. LES) oder als stochastische Quellterme aus den Ergebnissen stationärer Strömungsrechnungen (RANS) bestimmt. Da diese in der Regel auf anderen Gittern und in anderen Zeitskalen als die Akustikrechnungen stattfinden, müssen besonders für die Rechnungen auf sehr groben, unstrukturierten Gittern geeignete Interpolationsroutinen implementiert werden.

Des Weiteren erfordern die Randbedingungen besondere Aufmerksamkeit: Das im *NoisSol* verwendete ADER-DG-Verfahren ist ein Einschnitt-Verfahren hoher Ordnung in Raum und Zeit. Es verwendet aber im Gegensatz zu Finite-Differenzen-Verfahren oder Verfahren mit Rekonstruktion nur Informationen von seinen direkten Nachbarn. Daher sind besonders im Zusammenhang mit nicht verschwindender Hintergrundströmung oder instationären Quelltermen spezielle Wandrandbedingungen nötig.

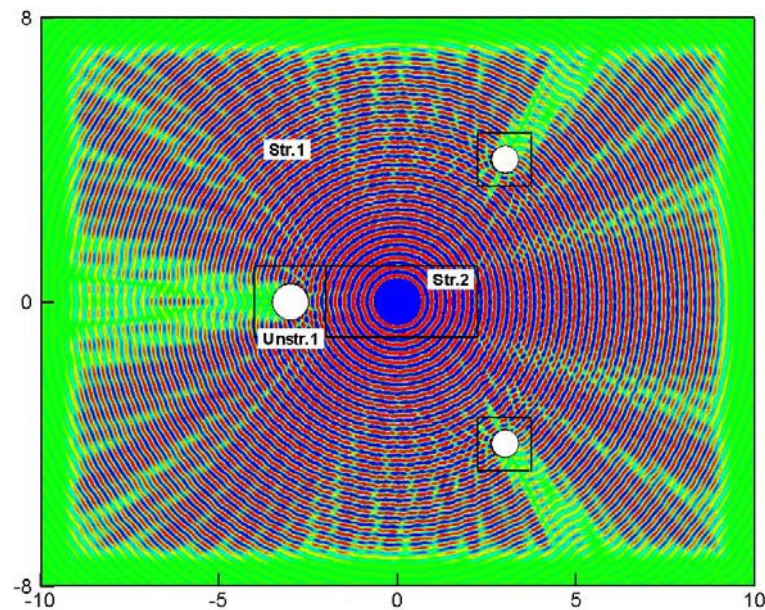
2. Entwicklung der Kopplungsmechanismen: Grundlagen für die Kopplung verschiedener numerischer Verfahren und Gittertypen wurden am IAG durch frühere Arbeiten gelegt. Aufbauend auf deren Erkenntnissen wurde im laufenden Projekt eine Kopplung nicht überlappender Rechengebiete mit dem Austausch von Zustandsgrößen implementiert. Da in

diesem Projekt besonderes Gewicht auf die Eignung für den industriellen Anwender gelegt wird, muss die Initialisierung der Kopplung weitgehend automatisch erfolgen.

Ergebnis: Bisher wurden einfache Testfälle mit dem neuen gekoppelten Code gerechnet, bei denen die Erprobung der Kopplungsmechanismen und der Initialisierung im Vordergrund steht.

Das Bild zeigt eine ältere Rechnung, bei der das gleiche Kopplungsverfahren und eine ähnliche Version des gleichen DG-Lösers verwendet wurden. Die akustische Anregung erfolgt durch eine akustische Druckquelle im Zentrum des Rechengebietes. Die Gebiete um die Hindernisse herum wurden auf einem Dreiecksgitter, der Rest des Gebietes auf äquidistanten, kartesischen Gittern gerechnet.

Man erkennt sehr gut, dass keine unphysikalischen Reflektionen oder Brechungen an den Kopplungsrandern auftreten.



Multi Cylinder Scattering

Literatur:

1. A. Babucke, M. Dumbser, J. Utzmann. A coupling scheme for direct numerical simulations with an acoustic solver. ESAIM: proceedings. 2006
2. M. Dumbser. Arbitrary High Order Schemes for the Solution of Hyperbolic Conservation Laws in Complex Domains. Dissertation Universität Stuttgart. 2005
3. J. Delfs, M. Bauer, R. Ewert, H. Grogger, M. Lummer, T. Lauke. Numerical Simulation of Aerodynamic Noise with DLR's aeroacoustic code PIANO. Manual. IAS DLR Braunschweig. 2007

weiteres Vorgehen: Neben allgemeinen Arbeiten an den Randbedingungen wird aktuell nach Modifikationen des Kopplungsmechanismus gesucht, um die globale Konvergenzordnung sicherzustellen.

Außerdem soll zur Verbesserung der Benutzerfreundlichkeit für industrielle Anwender ein geeignetes Datenformat implementiert werden, das die gemeinsame Verwaltung strukturierter und unstrukturierter Daten und Gitter erlaubt (NetCDF oder CGNS).

Weitere Arbeitspakete sind Dokumentation, Leistungsoptimierung und die Durchführung weiterer Tests, um Empfehlungen im Hinblick auf Lastverteilung und Gebietsaufteilung geben zu können. Zum Abschluss wird die exemplarische Anwendung des Codes auf einen umfangreichen, industriellen Testfall erfolgen.

Datum: 23.07.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: André Heider, Andreas Schröder
Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Experimentelle Verfahren

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: +49 551-709 2463
Telefax: +49 551-709 2830
e-mail: andre.heider@dlr.de

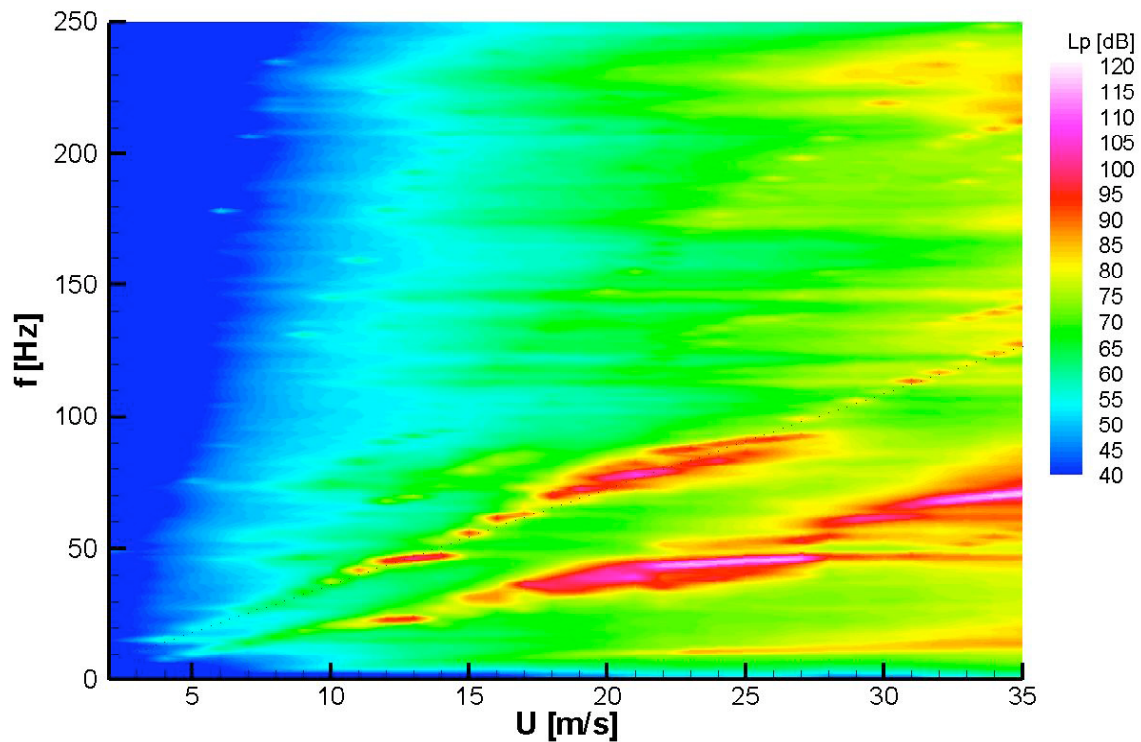
Thema: Experimentelle Untersuchungen strömungsinduzierter Hohlraumresonanzen

Ausgangssituation: Bei überströmten Hohlräumen, wie z.B. Fahrwerksschächten bei Flugzeugen oder PKWs mit geöffneten Seitenscheiben oder Schiebedächern kann es zu periodischen Druckschwankungen im Inneren des Hohlraums mit hohen Schalldruckpegeln kommen (z.B. Schiebedach-Wummern [1],[2]). Es handelt sich hierbei um eine bi-akustische Kopplung zwischen den Scherschicht-Moden (z.B. Rossiter-Moden) und den Eigenfrequenzen des Hohlraums. Je nach Anströmgeschwindigkeit kann die Frequenz der Druckschwankungen auf unterschiedlichen Moden einrasten. Unter bestimmten Bedingungen kann es zu spontanen Wechseln zwischen zwei Moden kommen (transienter Modenwechsel) [3].

Ziel: Ziel dieser Untersuchung ist zum Einen die raum-zeitliche Erfassung aller strömungsphysikalisch und akustisch relevanten Größen einer einseitig überströmten generischen tiefen Kavität, wie der Wirbelentstehung und Wirbelablösung, die durch die Scherschichtinstabilitäten verursacht werden, sowie der strömungsakustischen Kopplung. Zum anderen sollen die Strömungstopologien während des transienten Modenwechsels in zeitlich hoher Auflösung untersucht werden.

Lösungsweg: An einer generischen tiefen Kavität ($L/D=0.27$) wurden im 1-m Windkanal des DLR in Göttingen bei Reynoldszahlen (Re_L) zwischen 50000 und 600000 strömungsphysikalische und akustische Untersuchungen vorgenommen. Hierbei wurden mit einem Hochgeschwindigkeits-Stereo-PIV System in der strömungsparallelen Zentralebene der Öffnung Geschwindigkeitsvektorfelder aller drei Komponenten mit einer Abtastfrequenz von 1.5 kHz bestimmt. Mit einem zweiten 2C-2D PIV-System wurde, ebenfalls in der Zentralebene, die Grenzschichtdicke stromauf der Vorderkante bestimmt. Zur gleichzeitigen Bestimmung der Wanddruckschwankungen und der Druckschwankungen im Inneren der Kavität wurden in die Kanten stromauf und -ab der Öffnung jeweils 5 Mikrofone wandbündig sowie ein Mikrofon am Boden der Kavität eingebaut und mit einem Transientenrekorder aufgezeichnet. Für eine Zuordnung der Mikrofonssignale zu den Geschwindigkeitsvektorfeldern wurde sowohl die Aktivität beider Laseroszillatoren sowie die Kameraaktivität ebenfalls mit dem Transientenrekorder aufgezeichnet.

Da es sich bei einer überströmten Öffnung um ein bereits eingeschwungenes System handelt, ist es schwer Ursache und Wirkung voneinander zu unterscheiden. Zur Störung des Systems wurden senkrecht und zentriert über der Vorderkante zwei nach unten gerichtete Lautsprecher befestigt. Durch Beschallung der Vorderkante mit einer von der natürlichen Ablösefrequenz abweichender Frequenz wurde das System gestört und nach Wegnahme der Störung (Abschalten des Lautsprechersignals) zur Neuordnung gezwungen.



Ergebnis: Leistungsspektrum des Mikrofonsignals im Inneren der Kavität für Anströmgeschwindigkeiten zwischen 3 m/s und 35 m/s (Die gestrichelte Linie markiert den Drehklang des antreibenden Windkanalgebläses).

Literatur:

- [1] Crouse, B., Senthooan, S., Balasubramanian, G., Freed, D., Nölting, S., Mongeau, L. and Hong, J.-S., Sunroof buffeting of a simplified car model: Simulations of the acoustic and flow-induced responses, *SAE Technical Paper Series, SAE 2005 Noise and Vibration Conference and Exhibition, Traverse City, Michigan, May 16-19, 2005*
- [2] Islam, M.; Decker, F.; Hartmann, M.; Jäger, A.; Lemke, T.; Ocker, J.; Schwarz, V.; Ullrich, F.; Schröder, A and Heider, A. Investigations of Sunroof Buffeting in an idealised Generic Vehicle Model - Part I: Experimental Results., *Conference Proceedings (AIAA-2008-XX), S. 1 - 3 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference / (29th AIAA Aeroacoustics Conference), Vancouver (Canada), 2008*
- [3] Kegerise, M.A., Spina, E.F., Garg, S. and Cattafesta, L.N. (2004), Mode-switching and nonlinear effects in compressible flow over a cavity, *Physics of Fluid, Vol. 16, p. 678-687, 2004*

Datum: Juni 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Hirner, Dr.-Ing. Th. Lutz, Prof. Dr.-Ing. E. Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** 0711/685-63416
70569 Stuttgart **e-mail:** hirner@iag.uni-stuttgart.de

Weitere Partner: Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG
Steinbeis Transferzentrum für Aerodynamik Flugzeug- und
Leichtbau
Hoffmann Propeller GmbH & Co.KG

Thema: Aufbau einer Prozesskette zum Entwurf lärmarmen Propeller

Ausgangssituation:

Für den Reiseflug ausgelegte Propeller erzeugen in den Off-Design-Betriebspunkten wie z.B. in der Startphase oder bei Umkehrschub wegen auftretender Ablösungen und Übergeschwindigkeiten an den Propellerblättern oft sehr hohe Lärmpegel. Beim Luftschiff *Zeppelin LZ N07* werden die Propeller über eine Fly-by-Wire Schubvektorsteuerung darüber hinaus für die Steuerung im Langsamflug sowie bei Start und Landung eingesetzt. Durch die extremen Anströmbedingungen im Manövrierbetrieb am Boden und die Verstellzyklen treten ständig wechselnde und zum Teil erhebliche Lärmemissionen auf.



Abbildung 1: Luftschiff Zeppelin NT

Ziel:

Mittels eines kombiniert theoretisch-experimentellen Ansatzes sollen Strategien zur Auslegung effizienter, lärmarmen Propeller unter besonderer Berücksichtigung lärmkritischer Betriebspunkte wie Start, Landung und Reversebetrieb erarbeitet werden. Exemplarisch soll dies im Entwurf eines für das Luftschiff *Zeppelin NT* speziell unter Start-/Landebedingungen leisen Heckpropellers umgesetzt werden.

Lösungsweg:

Zur zeiteffizienten Untersuchung von Propellerentwürfen wird eine Prozeßkette aufgebaut. Diese umfaßt Propellervorentwurfsverfahren basierend auf Wirbelleitungsverfahren mit denen zunächst grundlegende Parameterstudien der freien Entwurfsparameter durchgeführt und deren Einfluß auf das aerodynamische und aeroakustische Verhalten des Entwurfs unter

STAB

verschiedenen Betriebsbedingungen untersucht wird. Um extreme Off-Design-Bereiche mit auftretenden Ablösungen und Stößen wie sie insbesondere im Manövrierbetrieb auftreten zu erfassen, ist anschließend eine detaillierte Analyse der Entwürfe mit CFD-Verfahren notwendig. Der Einsatz von CFD-Verfahren im Rahmen des Entwurfsprozesses bedingt die Notwendigkeit zur Minimierung der Turn-Around-Zeiten, so daß für die vorliegende Problemstellung zunächst eine Prozeßkette bereit gestellt wird, die eine weitgehend automatisierte Durchführung der Geometrieaufbereitung, Netzgenerierung und Strömungssimulation ermöglicht. Zur Validierung der numerischen Strömungssimulationen werden parallel experimentelle Untersuchungen an einem Modellpropellerprüfstand als auch am Freifeldprüfstand mit Propellern im Originalmaßstab durchgeführt. Hierzu zählen neben Lastmessungen auch Anstrichbilder zur Detektion von Ablösungen. Darüberhinaus wird mit einem elliptischen Hohlspiegel die radiale Lärmabstrahlung am Propellerblatt bestimmt.

Ergebnis:

Die numerischen und experimentellen Untersuchungen des momentan am *Zeppelin NT* eingesetzten Heckpropellers (Referenzpropellers) zeigen deutlich die Ursachen für die insbesondere im Reversebetrieb auftretenden hohen Lärmemissionen. Der Reverseschub wird gemäß Abbildung 2 dabei im Blattaußenbereich erzeugt, während im Nabenbereich immer noch positive Auftriebsbeiwerte am Propellerblatt vorliegen und es zur Ausbildung komplexer Wirbelsysteme kommt. Der verwendete Profilstrak ermöglicht im Blattspitzenbereich jedoch nur äußerst geringe negative Auftriebsbeiwerte, so daß es bei maximalem Reverseschub ab etwa 75% Blattradius zur kompletten Strömungsablösung kommt. Diese läßt sich sowohl in den Anstrichbildern als auch in der radialen Lärmabstrahlung (Abbildung 3) durch deutlich überhöhte Werte des Schalldruckpegels in diesem Bereich nachweisen.

Das Augenmerk bei den Propellerneuentwürfen ist deshalb auf die Erzeugung ausreichenden Reverseschubs im Manövrierbetrieb mit entsprechender Robustheit gegenüber Fehlansströmung ausgerichtet. Dies wird durch einen iterativen, kombinierten Entwurf von sowohl Propeller als auch angepaßtem Profilstrak unter Berücksichtigung aeroakustischer Aspekte umgesetzt.

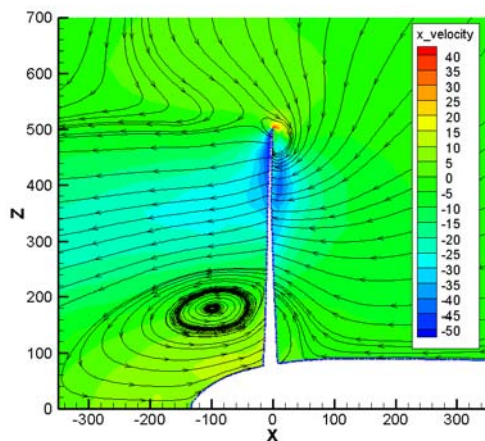


Abbildung 2: Max. Reverseschub (Standfall)

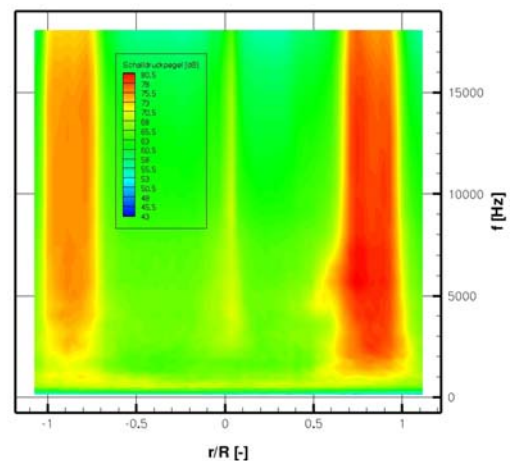


Abbildung 3: Radiale Lärmemission (Reverse)

Literatur:

[1] A. Hirner, Th. Lutz and E. Krämer: Reduction of Noise Emission of Suboptimal Operating Propellers. 7th International Airship Convention 2008, Friedrichshafen.

Weiteres Vorgehen:

Nach der experimentellen Validierung der Entwurfsziele der ersten Neuentwürfe erfolgt die Übertragung der Auslegungsrichtlinien auf den 1:1 Propeller des *Zeppelin NT*, der ebenfalls auf dem Freifeldprüfstand untersucht wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: M. Kamruzzaman, A. Ivanov, Th. Lutz, A. Herrig, W. Würz and E. Krämer

Institution: Institute of Aerodynamics & Gas Dynamics (IAG), Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, D-70550, Germany, {kamruzzaman, ivanov, lutz}@iag.uni-stuttgart.de

weiter Partner: European Commission (Sixth Framework Program (FP6))

Thema: Anisotropic Turbulence Integral Correlation Length Scale in Airfoil Boundary Layer Flow

Ausgangssituation

Consideration of the impact of anisotropy within the turbulence flow induced noise emission is an important issue for the development of a reliable and consistent aeroacoustic prediction method. The first step for most of the flow induced noise prediction methods used today i.e. simplified analytical [1, 2, 3], semi-empirical [4], Computational Aeroacoustics (CAA) [5, 6] or Stochastic Noise Generation & Radiation (SNGR) [7] approaches is an accurate prediction of the turbulence noise source data. This data can be obtained either from a semi-empirical post-processing of data from an integral BL procedure, from a detailed RANS/LES simulation, or from measurements depending on the method employed. It is well known that most of the RANS based flow solvers use the isotropic two-equation turbulence models due to its simplicity in implementation, less computational time and reliable performance. In general, two-equation models of the eddy viscosity type have a significant inability to account for the strong streamline curvature, complex strains and many other flow anisotropy effects, [e.g. flows involving swirl, buoyancy, Coriolis forces, etc.]. Nearly all existent two-equation models neglect non-local and history effects on the Reynolds stress anisotropy, [e.g. wake turbulence], cannot treat non-equilibrium flows [e.g. near-wall turbulence] and viscous effects in the low Reynolds number and transitional flows. As a consequence, anisotropic effects in the determination of the noise source parameters are almost always neglected.

Ziel

The primary interest of the above discussions is efficient prediction of normal Reynolds stresses and the turbulence integral length scale considering anisotropy from a RANS two-equation model turbulence data without additional complexity and computational cost for a subsequent computation of a Turbulent Boundary Layer Trailing-Edge Interaction (TBL-TE) noise prediction scheme [3]. In practice, the anisotropic integral spatial correlation length scale represents a challenge to be determined experimentally. It requires two-point measurements at an infinite number of probe separation distances. It is therefore advantageous to derive a scaling law for the anisotropic integral correlation length scale based on the measurement data in terms of quantities that are more easily determined or available from a RANS data, such as the classic isotropic turbulence length scale.

Lösungsweg

This paper describes a detailed experimental and theoretical analysis for the derivation of anisotropic turbulence integral correlation length scales and Reynolds stress components. A set of new anisotropic turbulence correlation length scale measurements are conducted in high Reynolds number two-dimensional turbulent boundary layer flow about an airfoil at the Laminar Wind Tunnel (LWT) at the University of Stuttgart. The measured turbulence data are compared with the predicted isotropic RANS-CFD results for different flow conditions in order to analyze the effect of anisotropy within the flow. Finally, further steps to derive an

expression for the anisotropic integral correlation length scales as a function of the classical integral length scale and anisotropy correction factors are discussed elaborately.

Ergebnis

The benefit of these efforts is manifested in the accurate prediction of vertical correlation scales used in the noise prediction scheme [3, 8] with a minimal amount of additional time-consuming, costly measurements. Figure (1) shows exemplarily the predicted and measured distributions for the streamwise mean velocity U , the turbulence kinetic energy k_T (normalized by free-stream velocity square), the vertical turbulent fluctuations velocity $\langle u_2^2 \rangle$ and the integral length scale for the airfoil VTE_kav[9] at $x/c = 0.995$.

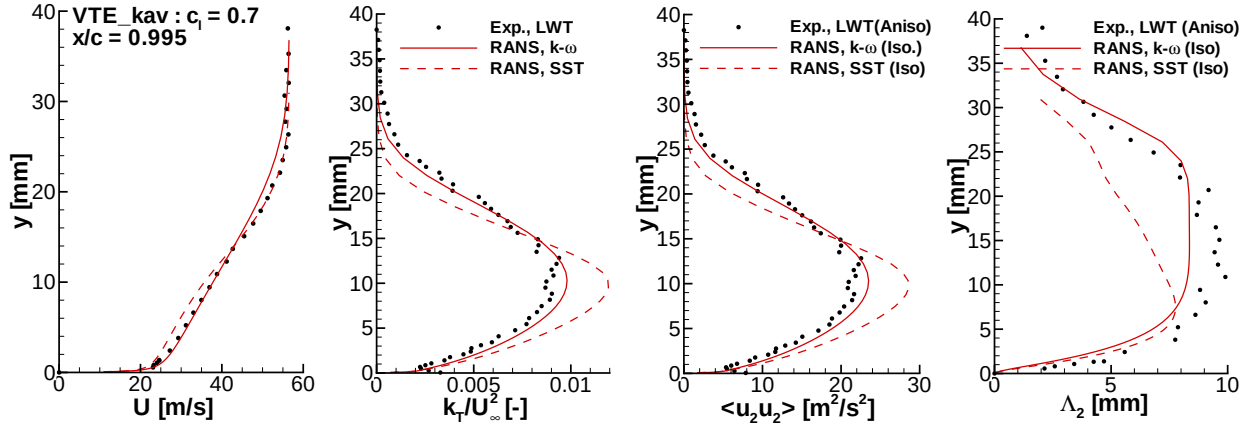


Figure 1: Turbulence Properties: VTE_kav, $Re = 1.55 \times 10^6$, $c_l = 0.7$, $U_\infty = 60$ m/s

References

- [1] W.K. Blake. *Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration Vol. I and II*. Academic Press, INC., 1986.
- [2] T. Lutz, A. Herrig, W. Würz, M. Kamruzzaman, and E. Krämer. Design and wind-tunnel verification of low-noise airfoils for wind turbines. *AIAA Journal*, 45(4):779–792, 2007.
- [3] M. Kamruzzaman, Th. Lutz, and E. Krämer. An approach to RANS based prediction of airfoil trailing edge far-field noise. In *Conf. Proc., Wind Turbine Noise-2007, Lyon, France*, September 2007.
- [4] Thomas F. Brooks, D. Stuart Pope, and Michael A. Marcolini. Airfoil self-noise and prediction. Reference Publication 1218, NASA, 1989.
- [5] R. Ewert and W. Schröder. On the simulation of trailing edge noise with a hybrid LES/APE method. *Jornal of Sound and Vibration*, 270:509–524, 2004.
- [6] M. Meinke R. Ewert and W. Schröder. Computation of trailing edge noise via LES and acoustics perturbation equations. Paper 2002-2467, AIAA, 2002.
- [7] Mattias Billson, Lars-Erik Eriksson, Peter Jordan, and Lars Davidson. Anisotropic formulation of the velocity correlation tensor. Internal Report 04/02, Department of Mechanical Engineering, Chalmers University of Technology, Sweden, 2004.
- [8] M. Kamruzzaman, Th. Lutz, A. Herrig, and E. Krämer. RANS based prediction of airfoil trailing edge far-field noise: Impact of isotropic & anisotropic turbulence. In *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference Proc., Vancouver, Canada*, 5-7 May 2008.
- [9] A. Herrig, W. Würz, and S. Wagner. SIROCCO report: 2d aerodynamic wind tunnel tests on variable trailing edge model. Report, Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart, December 2003.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik/Turbomaschinen-Gruppe

Ansprechpartner: Branimir Karic

Institution: Universität Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse: Cauerstraße 4, 91058 Erlangen

Telefon: 09131 85 29481

Telefax: 09131 85 29503

e-mail: branimir.karic@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Lehrstuhl für Sensorik der Universität Erlangen-Nürnberg, ANSYS

Thema: INVESTIGATION OF THE FLOW INFLUENCE ON THE EFFICIENCY AND NOISE PRODUCTION BY FAST ROTATING RADIAL FANS

Ausgangssituation: Turbomachines play a significant role in various industrial applications. A major task of this work is to show that the optimization of the flow machines plays a significant role nowadays. In that process one has to consider two phenomena, aerodynamics and aeroacoustics. In that sense the investigation of low noise fans has been carried out. Over the past 10-15 years the computational power has emerged and holds promise to help with flow and noise prediction and to give deeper insight into their physics.

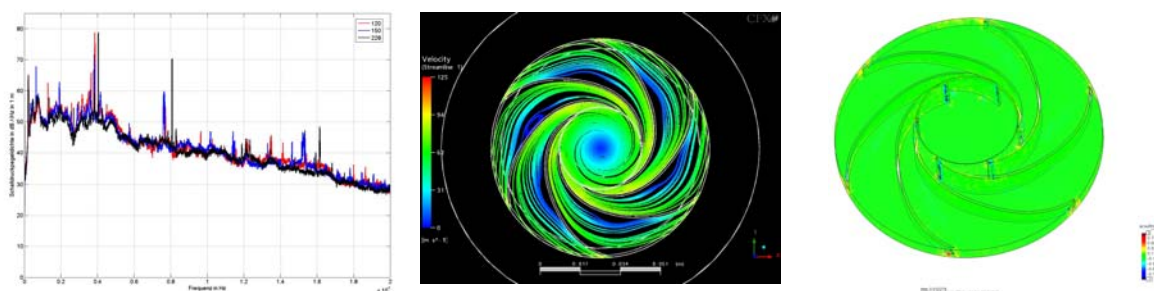
Ziel: The machines investigated are radial fans in which the flow has relatively small circumferential Mach number. The main purpose of the work is to find out and connect the parameters responsible for the noise generation and efficiency reduction. Because of that, two different aspects have to be considered in the optimization process. The first aspect is to optimize the machine with respect to aerodynamics in order to reach better efficiency and to have a smaller consumption of energy. The second aspect is to reduce the sound pressure level generated and radiated from the machine.

Lösungsweg: In such type of machines the sound production is strongly connected with flow between blades. In order to have better efficiency the blades and other parts of the machine should be optimized in such a way that vortices production between blades is avoided. Vortices contain energy, and a certain part of this energy will be transferred to acoustic energy during its interaction with solid parts of the machine. On the other side they will produce some kind of blockade making flow in the unblocked area much faster and with more dissipation. Usually, the flow machine is not working always in the working point. Because of that the flow phenomena inside has to be investigated also in the wider region around the working point.

The produced noise can be divided into two groups. In such a case the tonal and broadband noise is observed. Despite of the low circumferential Mach number, centrifugal fans may show distinctive tonal components in their sound spectra. Tonal noise is a consequence of the interaction between rotating and steady parts of the machine and unsteady forces acting on the blades. Broadband noise is mostly produced from the flow itself, by turbulence.

Numerical simulations have to be performed and compared to the measurements. A Hybrid Approach has to be applied. In the first step the unsteady flow will be computed using Unsteady RANS by ANSYS-CFX. In the second step two different approaches will be performed. Calculation of the wave propagation based on a Finite Element Formulation of Lighthill's acoustic analogy using CFS++ will be performed in order to obtain full spectra radiated from the machine. Ffowcs Williams and Hawkings integral method will be applied to calculate far field noise. The measurements will be performed in the semi-anechoic room of the Technical Faculty, University of Erlangen.

Ergebnis: Investigating the flow in the radial impeller it has turned out that the most dominant acoustic sources are located around leading and trailing edge. There is also one dominant source region positioned in the middle of the tract exactly in the region where the generation of the large scale vortices is present. These vortices are mostly produced due to the fast rotation of the impeller. In that manner optimization of the blades has been done in order to avoid generation of the vortices and to have congruent streamlines inside. An improvement in the efficiency has also been observed. In order to investigate the flow inside, three different impellers have been built. A full CFD simulation and acoustic source calculation has been performed. Experimental measurements of the sound spectra have also been done. It can be seen that the flow pattern inside the impeller which is a strong function of the geometry have huge influence on the broadband noise, and hence on the overall sound pressure level.



Spectra of the radial fan, snapshot of the flow and acoustic source distribution inside the impeller

Literatur:

- [1] L.Bommes, J.Fricke, K.Klaes. Ventilatoren. Vulkan-Verlag, 1994
- [2] Carolus, Thomas: Ventilatoren, Aerodynamischer Entwurf, Schallvorhersage, Konstruktion, 1. Auflage, B.G. Teubner, Wiesbaden 2003
- [3] M.J. Lighthill, „On Sound Generated Aerodynamically. I.General Theory”, Proc.Royal Society London A 211(1107), 564-587 (1952)
- [4] M. Kaltenbacher, M.Escobar, S. Becker, I.Ali, „Computational Aeroacoustics based on Lighthill's Acoustic Analogy“, Computational Acoustics of Noise Propagation in Fluids, chapter 4, 115-142, Springer Verlag, Berlin Heidelberg(2008).

weiteres Vorgehen: In order to validate the results of the CFD simulations further measurements will be performed. That means, that the flow inside the impeller will be measured with high resolution 3D-LDA time resolved back scattered method. This will significantly help to further understand the fluid behavior between the blades. The influence of the important geometrical characteristics on the flow pattern and sound generation can be fully described. Besides that, the two above mentioned numerical methods will be further investigated and tested, in order to obtain the full spectra and reasonable values of sound pressure level numerically.

Datum: 26.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation / Aeroakustik

Ansprechpartner: Daniel König

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

**Adresse: Wüllnerstr. 5a
52062 Aachen**

**Telefon: (0241) – 80 95 426
Telefax: (0241) – 80 92 257
e-mail: d.koenig@aia.rwth-aachen.de**

weitere Partner:

Thema: Analyse des Lärms von Hochauftriebskonfigurationen mittels eines hybriden LES/CAA Verfahrens

Ausgangssituation:

Im Landeanflug ist der von der Flugzeugstruktur abgestrahlte Lärm, Airframe Noise genannt, die dominierende Lärmquelle. Dabei wird ein erheblicher Anteil des Lärms durch Hochauftriebssysteme wie vordere und hintere Klappen (Slats und Flaps) erzeugt. Durch die numerische Simulation soll ein besseres Verständnis der Physik der Schallentstehung und – ausbreitung erhalten werden. Dazu wird ein hybrider Ansatz verwendet, d.h. aus der numerisch simulierten instationären Nahfeldströmung werden Quellterme berechnet, die die Schallquellen darstellen [1]. Diese Schall- oder Lärmquellen gehen in das mathematische Modell für die Wellenausbreitung als Quellterme ein.

Ziel:

Das Ziel des Projektes ist einerseits die Entwicklung numerischer Methoden, die in der Lage sind, die dreidimensionale Ausbreitung von Schall über große Strecken sehr genau zu erfassen und andererseits die dominanten Quellen des Slatlärms zu detektieren und deren Abhängigkeit von den aerodynamischen Parametern zu bestimmen, um somit einen signifikanten Beitrag für eine gezielte Entwicklung leiser Flugzeugkomponenten zu liefern.

Lösungsweg:

Die Strömung um einen Flügel, bestehend aus Vor- und Hauptflügel, im Landeanflug wird mittels einer Large-Eddy Simulation berechnet. Es wird eine freie Anströmgeschwindigkeit von $Ma=0.16$ und ein Anstellwinkel von $\alpha=13^\circ$ angenommen. Die mit der freien Anströmgeschwindigkeit und der Sehnenlänge gebildete Reynoldszahl beträgt $Re=1.4 \cdot 10^6$. Das verwendete blockstrukturierte Rechennetz besteht aus ca. 55 Millionen Gitterpunkten. Die Ausdehnung in Spannweitenrichtung beträgt 2,1 % der Sehnenlänge und ist in 65 Ebenen aufgeteilt, was einem $\Delta z^+ \approx 22$ entspricht. Die Gitterschrittweiten direkt am Profil betragen $\Delta y^+ \approx 1-2$ und $\Delta x^+ \approx 100-200$. Der verwendete Löser basiert auf einem modifizierten AUSM-Verfahren, das in [2] näher beschrieben wird.

Aus den Ergebnissen der Strömungssimulation werden die Quellterme für die akustischen Störungsgleichungen berechnet. Die Lösung dieser Gleichungen liefert das Schallfeld im nahen Fernfeld. Eine detailliertere Beschreibung dieses Verfahrens ist [3] zu entnehmen.

STAB

Ergebnisse:

In Abbildung 1 sind die Machzahlverteilung und einige Stromlinien des zeitlich und in spannenweitenrichtung gemittelten Strömungsfeldes dargestellt. Deutlich erkennbar ist die Existenz eines Rezirkulationsgebietes im Slatcove. Abbildung 2 zeigt eine Momentanaufnahme der turbulenten Strukturen anhand von λ_2 Konturen. Erkennbar sind periodisch auftretende Strukturen, sogenannte Rollers und Ribwirbel, in der Slatcoveschicht. Die Quellen des Wirbelschalls sind in Abbildung 3 dargestellt. Das resultierende Schallfeld ist in Abbildung 4 zu sehen.

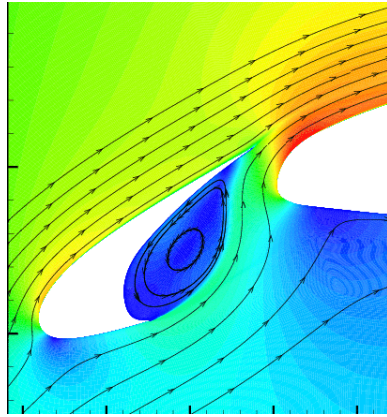


Abb. 1: Machzahlverteilung und Stromlinien des gemittelten Strömungsfeldes.

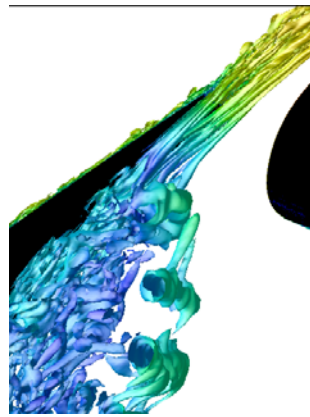


Abb. 2: Turbulente Strukturen visualisiert anhand von λ_2 Konturen.

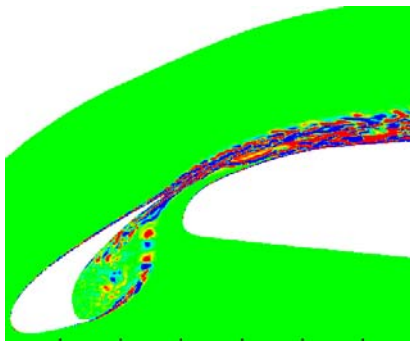


Abb. 3: Verteilung der akustischen Quellen.

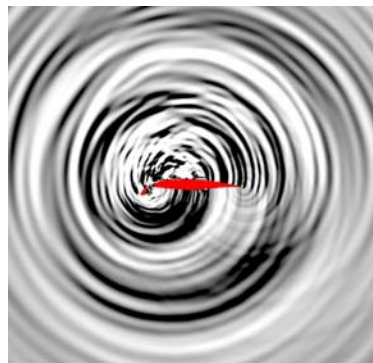


Abb. 4: Resultierendes Schallfeld.

Literatur:

- [1] W. Schröder, R. Ewert: Computational Aeroacoustics Using the Hybrid Approach, VKI Lecture Series 2004-05: Advances in Aeroacoustics and Applications, 2004.
- [2] M. Meinke, W. Schröder, E. Krause and Th. Rister: A comparison of second- and sixth-order methods for Large-Eddy Simulation. *Computers and Fluids*, Vol. 31, pp. 695-718, 2002.
- [3] R Ewert, W. Schröder: Acoustic Perturbation Equations Based on Flow Decomposition via Source Filtering. *Journal of Computational Physics*, Vol. 188, No. 2 , pp. 365-398, 2003.

weiteres Vorgehen:

Es wird eine detaillierte Analyse der Schallerzeugungsmechanismen vorgenommen. Die daraus gewonnen Erkenntnisse werden verwendet um Lärmreduktionsmaßnahmen auszuarbeiten. Eine effiziente Überprüfung dieser Maßnahmen soll anhand eines zonalen RANS/LES-Verfahren, welches eine erhebliche Reduktion des Rechenaufwands bedeutet, durchgeführt werden.

Datum: 29.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Thermofluidodynamische Instabilitäten in Raketenbrennkammer

Ansprechpartner: Daniel Morgenweck

Institution: Lehrstuhl für Thermodynamik, TU München

Adresse: Boltzmannstr. 15 Telefon: 089/289 16253
D-85747 Garching Telefax: 089/289 16218
e-mail: morgenweck@td.mw.tum.de

weitere Partner: Sonderforschungsbereich TransRegio 40
der Deutschen Forschungsgesellschaft (DFG)

Thema: Bestimmung von Düsenadmittanzen in Raketenbrennkammern

Ausgangssituation:

Thermoakustische Schwingungen in Raketenbrennkammern stellen eine ernst zunehmende Gefahr während des Betriebs von Flüssigkeitstriebwerken dar. Kennzeichnend für die Stabilität in Raketentriebwerken ist der akustische Energiehaushalt. Dieser wird maßgeblich von der eingebrachten akustischen Energie aufgrund von Wärmefreisetzungsschwankung bei der Verbrennung und der Dämpfung im Triebwerk beeinflusst. Dabei kommt dem Verlust von akustischer Energie über die Düse eine zentrale Bedeutung zu. Hierzu gibt es verschiedene Ansätze die Düsenadmittanz analytische und experimentell zu bestimmen.

Ziel:

Zentraler Bestandteil des Projektes ist die Entwicklung eines Berechnungswerkzeugs, welches in der Lage ist im Entwurfsstadium neuer Raketentriebwerke Aussagen über deren Stabilität zu liefern. Hierzu werden heutzutage aufwendige Test durchgeführt um die nötigen Modellparameter zu bestimmen, die die Grundlage verschiedener bestehender Berechnungsverfahren bilden. Mit dem neu entwickelten Verfahren PIANO-SAT soll der experimentelle Aufwand stark verringert werden und somit die Entwicklungskosten gesenkt werden. Das Verfahren PIANO-SAT löst die Störungsgleichungen im Zeitbereich und ist somit in der Lage die vorherrschende Schwingungsform automatisch richtig vorherzusagen. Das Potenzial des Verfahren soll anhand von Validierungsrechnungen getestet werden. Dabei ist ein erster wichtiger Schritt das akustische Feld in der Düse richtig zu beschreiben. Anhand von Daten aus der Literatur soll daher die Aussagekraft der Methode mittels Vergleichen zu Düsenadmittanzen aus analytischen und experimentellen Betrachtungen überprüft werden.

Lösungsweg:

Es werden numerische Berechnungen im Zeitbereich angestellt. Dabei werden die akustischen Störungsgleichungen im Zeitbereich mit einem speziell für Wellenausbreitung optimierten Diskretisierungsverfahren gelöst. Auf diese Weise soll die numerische Dämpfung minimiert werden. Als Anregung wird zum einen eine oszillierende Volumenquelle verwendet, die mit der Frequenz der zu untersuchenden Eigenmode schwingt. Zum anderen wird die Energiegleichung durch einen Quellterm auf Basis des n- τ Modells von Crocco erweitert und so die sich selbst einstellende Schwingungsform untersucht. Am Übergang Brennkammer Düse wird an einer zur axialen Hauptströmungsachse senkrechten Ebene der Druck und die Schnelle an verschiedenen Punkten aufgezeichnet. Druck und Schnelle werden in den Frequenzbereich transferiert und zueinander ins Verhältnis gesetzt.

Ergebnis:

Sowohl fremdangeregte als auch selbstangeregte Schwingung geben das gleiche Verhalten für die Düsenadmittanz wieder. Abhängig von der Düsenform ergeben sich unterschiedlich starke Admittanzen. Dabei zeigt sich, je stärker der Übergang Brennkammer Düse gekrümmt ist, um so geringer ist der Betrag der Admittanz. Das selbe Verhalten zeigt sich auch, wenn man den Winkel betrachtet, den die Düsekontur im Schnitt zu Hauptachse hat. Je geringer der Winkel, desto größer die Admittanz. Beides ist insbesondere für hohe Frequenzen gut zu erkennen. Außerdem lässt sich feststellen, dass die Modenform einen starken Einfluss auf das Dämpfungsverhalten hat. Hier zeigt sich, dass insbesondere der longitudinale Mod einer starken Dämpfung unterliegt (betragsmäßig hohe Admittanz), wohingegen der transversale Mod schwächer gedämpft ist (betragsmäßig niedrige Admittanz).

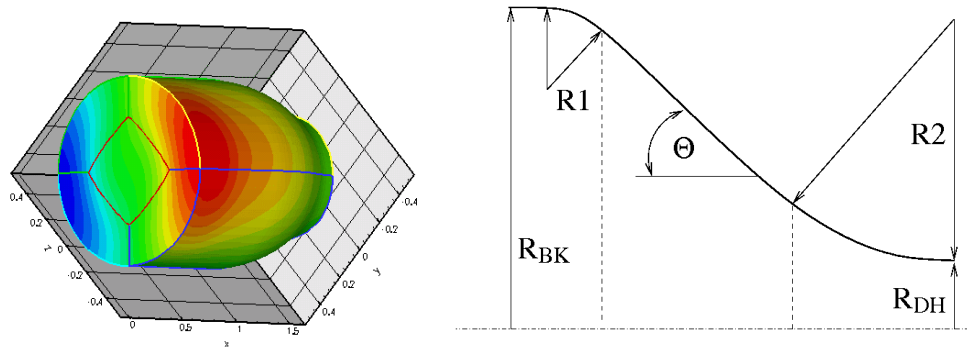


Abbildung 1: Links erste transversale Mode, Isokontur des Drucks, Rechts Düsenkontur mit charakteristischen Parameter

Literatur:

Pieringer, Jutta: „Simulation selbsterregter Verbrennungsschwingungen in Raketenschubkammern im Zeitbereich“, Dissertation, Technische Universität München, 2008

Bell, W. A.; Zinn, B. T.: „The Prediction of Three-Dimensional Liquid-Propellant Rocket Nozzle Admittances.“, Georgia Institute of Technology, NASA CR-121129, 1973

Bell, W. A.: „Experimental Determination of Three-Dimensional Liquid Rocket Nozzle Admittances“, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Dissertation, 1972

Crocco, Luigi; Cheng, Sin-I: “Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors.“, Butterworth Scientific Publications, 1956

weiteres Vorgehen:

Das Berechnungsverfahren PIANO-SAT soll sukzessive erweitert werden. Unter anderem soll durch die Verwendung von frequenzabhängigen Randbedingungen der Einfluss der λ -viertel-Rohr Dämpfer mit betrachtet werden. Außerdem ist angedacht das Wärmefreisetzungsmodell zu verbessern, um das bisher sehr kompakte n - τ Modell zu ersetzen. Ein weiterer Schritt wird die Einbeziehung des „Droplet Drags“ sein, welcher eine maßgebliche Rolle bei der Dämpfung in der Düse spielt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustikgruppe

Ansprechpartner: Stefan Müller, Thomas Uffinger

Institution: Universität Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse: Cauerstraße 4, 91058 Erlangen Telefon: 09131 85 29480

Telefax: 09131 85 29503

e-mail: stefan.mueller@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Lehrstuhl für Sensorik der Universität Erlangen-Nürnberg

Thema: Akustik und Turbulenz bei der Überströmung einer flexiblen Plattenstruktur.

Ausgangssituation: Eine flexible dünne Platte wird durch die turbulente Überströmung zu Schwingungen angeregt. Die Plattenbewegung wirkt auf das Strömungsfeld zurück und es kommt zu einer Fluid-Struktur Wechselwirkung. Die resultierende Schallabstrahlung ist sowohl durch das Strömungsfeld als auch durch die Strukturschwingung geprägt. Die Thematik umfasst die gesamte Kette der Fluid-Struktur-Akustik Wechselwirkung und somit ein physikalisches Mehrfeldproblem.

Ziel: Ziel der Untersuchungen ist es, durch Veränderungen der Turbulenz des Strömungsfeldes die resultierenden Strukturschwingungen so zu beeinflussen, dass der tonale Vibrationsschall reduziert wird. Es sollen die physikalischen Mechanismen der Schallentstehung und deren aktive Kontrolle geklärt werden.

Lösungsweg: Für die Bearbeitung der Thematik wurde ein komplementärer Ansatz benutzt. Es erfolgten parallel experimentelle und numerische Untersuchungen. Für den experimentellen Teil der Arbeit wurde ein spezieller Modellaufbau entwickelt. Das Versuchsmodell besteht aus einer starren Platte, in der eine flexible Plattenstruktur ($d = 40 \mu\text{m}$) eingebettet ist. Die Struktur ist mit $\sigma = 7 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$ in Hauptströmungsrichtung vorgespannt. Durch verschiedene Hindernisgeometrien vor der flexiblen Platte wurden unterschiedliche Anströmbedingungen generiert und der Einfluss auf das Schwingungsverhalten analysiert. Um einen direkten Zusammenhang zwischen Strömungsfeld, Plattenschwingung und Schallabstrahlung herstellen zu können, wurden verschiedene Messverfahren benutzt. Die Erfassung der Strukturschwingung erfolgte mit Hilfe von Laser-Doppler-Vibrometern, für die Geschwindigkeitsmessungen wurden die Laser-Doppler-Anemometrie und die Hitzdrahtanemometrie eingesetzt. Das Schallfeld wurde über Fernfeldmikrofone ermittelt. Das Ergebnis ist die Charakteristik des Schallfeldes in Abhängigkeit der generierten Zuströmbedingungen und der Reynoldszahl.

Auf numerischer Seite wird durch die voll gekoppelte Simulation der Fluid-Struktur Wechselwirkung eine Abbildung des Mehrfeldproblems erreicht. Aufgrund der niedrigen Schalldruckpegel im Vergleich zum statischen Druck wurde die Rückwirkung des akustischen Feldes auf die Strömung bzw. die Plattenbewegung vernachlässigt. Damit konnten die Akustikberechnungen separat behandelt werden, so dass nur eine Kopplung der Fluid-Struktur Interaktion realisiert werden musste. Diese erfolgte über einen impliziten Kopplungsalgorithmus zwischen Strömungs- und Strukturlöser. Die Strömungssimulationen wurden mit Hilfe des hauseigenen Finite-Volumen-Codes FASTEST 3D durchgeführt und als instationäre dreidimensionale Large-Eddy-Simulation umgesetzt. Die Struktur- sowie die Akustikberechnungen wurden mittels eines Finite-Elemente-Codes durchgeführt.

STAB

Ergebnis: Die experimentellen Ergebnisse belegen, dass durch Einbringen von verschiedenen Hindernissen vor der flexiblen Struktur eine Verringerung der tonalen niederfrequenten Anteile im Schallfeld erzielt werden kann (Abb. 1(a)). Die größte Reduzierung erfolgt durch eine flexible Gummistruktur. Die Referenz für die Modifikationen bildet die Schallabstrahlung bei der Zuströmung ohne Hindernis. Es zeigt sich, basierend auf Hitzdrahtmessungen, dass die Strömung bei Verwendung einer Gummilippe eine deutlich isotropere Turbulenzverteilung als bei den Vergleichsgeometrien aufweist (Abb. 1(b)). Dies gilt als Indiz, dass die Fluktuationen der Strömung weniger räumlich korreliert sind und im Wechselspiel mit der flexiblen Platte zu einer Verringerung der tonalen Schwingungskomponente führen. In den Ergebnissen der phasenaufgelösten LDA-Untersuchungen sind keine großskaligen, periodischen Wirbelablösungen mit charakteristischen Eigenfrequenzen der flexiblen Platte zu finden, was auf breitbandig verteilte turbulente Schwankungen hindeutet. In Abhängigkeit von der Hindernisgeometrie treten unterschiedlich große Bereiche mit korrelierten Fluktuationen auf.

Die Ergebnisse der Simulation erlauben eine detaillierte Analyse der Fluid-Struktur-Interaktion an der überströmten Platte sowie eine getrennte Bestimmung der Vibrations- und Strömungsschallanteile. Die Simulationen des Strömungsfeldes ergeben eine gute Übereinstimmung mit den Messungen. Deutlich ist eine Anregung der Platte in der Grundmode gegeben. Es entstehen zudem höherfrequente Moden. Die Frequenzen der Strukturschwingungen sind markant im Schallspektrum des Fernfeldes lokalisierbar. Der strömungsinduzierte Schall führt zu einer Erhöhung des Breitbandschalls.

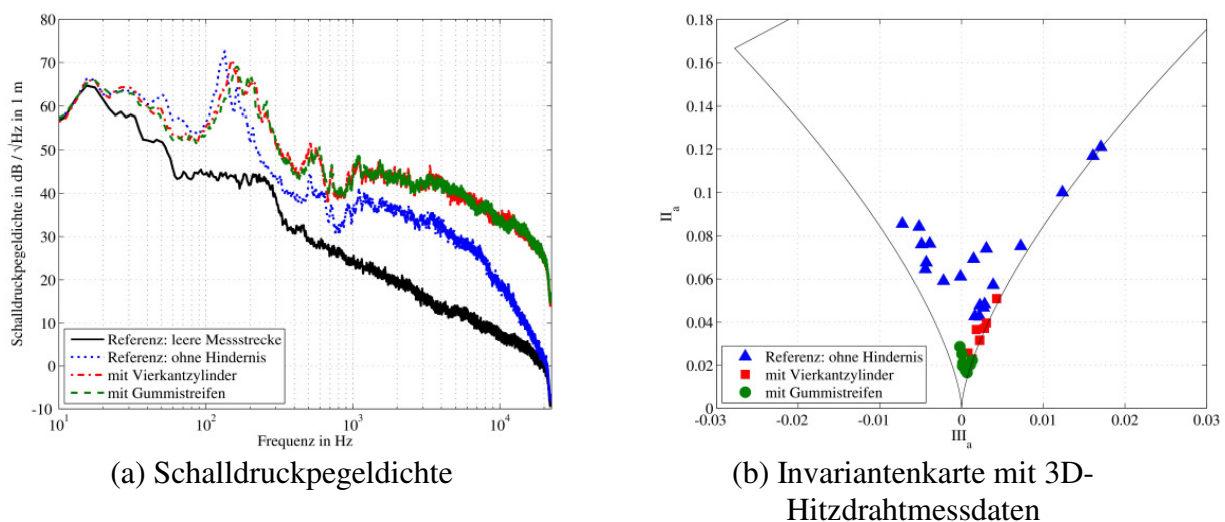


Abb. 1: Messergebnisse bei $U_\infty = 40$ m/s

Literatur:

- [1] M. R. Visbal and R. E. Gordnier. Numerical simulation of the interaction of a transitional boundary layer with a 2-D flexible panel in the subsonic regime. *Journal of Fluids and Structures*, vol. 19, pp. 881–903, 2004.
- [2] S. Vergne, J.-M. Auger, F. Périé, A. Jacques, and D. Nicolopoulos. Aeroelastic noise. In C. Wagner, T. Hüttl, and P. Sagaut, editors, *Large-Eddy Simulation for Acoustics*, pp. 272–293. Cambridge University Press, 2007. ISBN 987-0-521-87144-0.
- [3] J. Jovanovic. *The statistical dynamics of turbulence*. Springer, 2006.

weiteres Vorgehen: Die Untersuchungen werden auf unterschiedliche Materialparameter der Platte sowie der Hindernisse erweitert. Zur Erfassung der Rückwirkung der schwingenden Platte auf die Strömung sind hochaufgelöste 3D-LDA-Messungen im sehr wandnahen Bereich geplant. In der Simulation wird zukünftig ein geometrisch nichtlineares Modell in der Strukturmechanik eingesetzt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Frank Schäfer, Stefan Becker

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen

Adresse: Cauerstr. 4 **Telefon:** 09131/85-28272
91058 Erlangen **Telefax:** 09131/85-29579
e-mail : frank.schaefer@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Lehrstuhl für Sensorik, Universität Erlangen-Nürnberg

Thema: Simulation des Vorderflügelärms einer
Hochauftriebskonfiguration in 2D und 3D

Ausgangssituation:

Vor dem Hintergrund des zunehmenden Luftverkehrs und schärfer werdender Lärmschutzbestimmungen ist die Reduzierung des Fluglärms im Umfeld großer Flughäfen eine wichtige Aufgabe der Gegenwart. Eine wesentliche Rolle spielt dabei der Lärm, der von den Hochauftriebshilfen der Tragflügel bei Start und Landeanflug ausgeht. Ein großer Beitrag entfällt dabei auf den Vorderflügelärm, der im Luftspalt zwischen dem Vorflügel und dem Hauptflügel einer Hochauftriebskonfiguration entsteht. Ein besseres Verständnis der Schallentstehungsmechanismen sowie die Entwicklung von Maßnahmen zur Schallminderung an Hochauftriebskonfigurationen sind von großem wirtschaftlichem Interesse.

Ziel:

Die Lärmentstehung an einer Hochauftriebskonfiguration soll mit numerischen und experimentellen Methoden untersucht werden. Im Bereich der Simulation sind die meisten dokumentierten Untersuchungen auf zwei Raumdimensionen beschränkt. Bislang gibt es nur wenige Untersuchungen des 3D-Einflusses der Strömung. Durch Vergleiche zwischen 2D- und 3D-Simulationen soll überprüft werden, inwieweit der 3D-Einfluss tatsächlich vernachlässigt werden kann. Die numerischen Vorhersagen sollen dazu dienen, die Lärmabstrahlung in das Fernfeld zu charakterisieren und zur Klärung der Mechanismen beizutragen, die zur Lärmentstehung führen. Die experimentellen Arbeiten dienen der Schaffung einer Datenbasis für die Validierung der numerischen Methoden.

Lösungsweg:

Die Strömung um eine Hochauftriebskonfiguration wird in zwei und drei Raumdimensionen simuliert. Verschiedene Turbulenzmodelle kommen hierfür zum Einsatz (SST-Modell, DES, SAS, LES). Die LES-Berechnungen basieren auf dem Smagorinsky-Modell ohne Wandfunktionen. Für die Berechnung des akustischen Feldes und die Schallabstrahlung in das Fernfeld wird eine Finite-Elemente-Methode eingesetzt, die auf einer schwachen Formulierung der inhomogenen Wellengleichung von Lighthill [4] basiert [2]. Darüber hinaus wird ein Berechnungsschema auf der Grundlage der Methode von Ffowcs-Williams und Hawkings [1] verwendet, um den Schalldruck im Fernfeld zu ermitteln.

Die experimentellen Arbeiten werden im Akustikwindkanal der Universität Erlangen-Nürnberg durchgeführt. Für verschiedene Betriebszustände (Anstellwinkel, Anströmgeschwindigkeit) wird das Strömungs- und das Schallfeld mittels Druckmesssonden, Hitzdrahtanemometrie und Mikrofonen vermessen.

STAB

Ergebnis:

Die experimentellen Ergebnisse der Schallabstrahlung in Abb. 1a (mit Vorflügel) verdeutlichen tonale Frequenzmaxima im Bereich von 10.000 -20.000 Hz. Die Größe der Frequenzen stimmt sehr gut mit Abschätzungen der Rossiter-Moden (vergleiche Kolb [3]) bei der Überströmung einer offenen Kavität überein. In der Literatur wird der Sachverhalt kontrovers diskutiert. In den numerischen Akustikergebnissen konnten die tonalen Frequenzmaxima bisher noch nicht eindeutig nachgewiesen werden. Eine sehr gute Übereinstimmung zeigen die ermittelten Widerstandsbeiwerte in Simulation und Experiment. Abweichungen treten auf in der Berechnung des Auftriebsbeiwertes. Die experimentellen Untersuchungen ergaben, dass die Wanddruckverteilung am Flügel sehr stark vom Versperrungsgrad der Messstrecke beeinflusst wird. Geringe Veränderungen in der Versperrung haben gerade für den Fall einer Spaltströmung zwischen Vorder- und Hauptflügel einen starken Einfluss auf die gemessenen Wanddruckverteilungen. Die Angaben aus der Literatur über mögliche Versperrungsgrade sind nur begrenzt übertragbar.

Der Einfluss von dreidimensionalen Turbulenzstrukturen auf die Geschwindigkeits- und Druckverteilungen wurde anhand von 2D- und 3D-LES-Rechnungen geklärt. Die Ergebnisse zeigen deutliche Unterschiede der zeitabhängigen Geschwindigkeitsverteilungen im Ablösegebiet zwischen Vorder- und Hauptflügel. Bei den 3D-Simulationen treten in Spannweiterichtung Maxima der Geschwindigkeitsfluktuationen von über 30% der Anströmgeschwindigkeit auf. Die Druckfluktuationen (siehe Abb. 1b) zwischen Vor- und Hauptflügel sind bei den 2D-Simulationen wesentlich deutlicher ausgeprägt, als es in den 3D-Simulationen der Fall ist. Basierend auf diesen Differenzen in den Geschwindigkeits- und Druckschwankungen ergeben sich als Resultat Unterschiede in dem berechneten akustischen Feld. Dies kann als Indiz gesehen werden, dass es für aeroakustische Simulationen an zweidimensionalen Flügelgeometrien mit Vorflügel notwendig ist, aufgrund der dreidimensionalen Ablösegebiete in der Vorderflügelkehle die Strömungs- und Akustikberechnungen dreidimensional durchzuführen. Alternativen bilden 2D-RANS-Modelle und SNGR-Verfahren (in Ewert[5]).

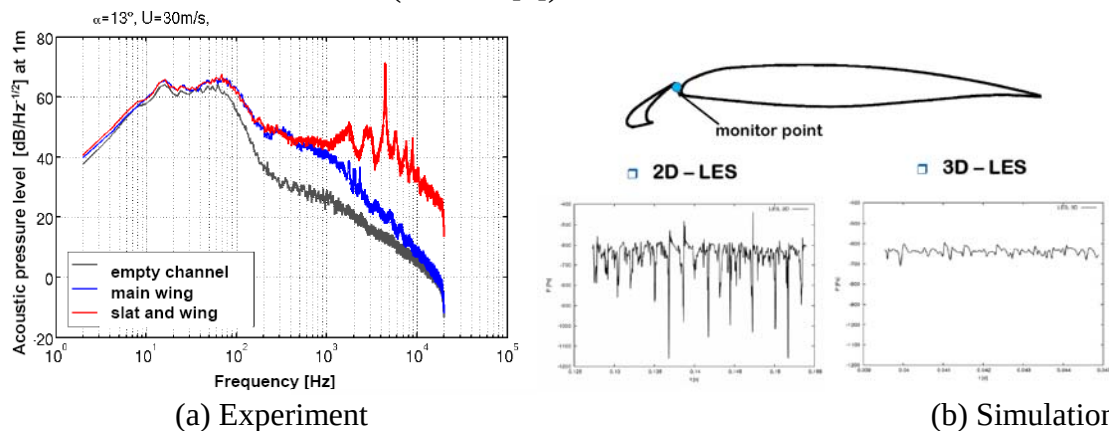


Abb 1: Experimentelle Schallabstrahlung (a) und Simulation der Druckverteilung an einem Monitorpunkt für eine 3D- und bei einer 2D-Simulation (b)

Literatur:

- [1] Ffowcs-Williams J.E. and Hawkins D.L.: Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion, Philosophical Transaction of Royal Society of London, 264A, pp. 321-342, 1969.
- [2] Kaltenbacher M., Escobar M., Ali I. and Becker S.: Computational Aeroacoustics based on Lighthill's Acoustic Analogy. In Computational Acoustics of Noise Propagation in Fluids – Finite and Boundary Element Methods, Springer Verlag, 2008.
- [3] Kolb A., Faulhaber P., Drobietz R. and Grünwald M.: Aeroacoustic Wind Tunnel Measurements on a 2D High-Lift Configuration, AIAA 2007-3447, 2007.
- [4] Lighthill J.M.: On Sound Generated Aerodynamically, I. General Theory, Proc. Roy. Soc. 211(A), pp. 564-587, 1952
- [5] Ewert, R. and Emunds, R.: CAA Slat Noise Studies Applying Stochastic Sound Sources Based On Solenoidal Digital Filters, AIAA-2005-2862, 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Monterey, California, 2005

weiteres Vorgehen:

Klärung der Einflusses verschiedener Turbulenzmodelle (SAS, DES) auf die Berechnung des Strömungs- und Akustikfeldes.

Datum: 29.06.08

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler und Dr. Julio Srulijes

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

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

Telefon: +33 3 8969 5042

Telefax: +33 3 8969 5048

E-Mail: seiler@isl.tm.fr

Weitere Partner: Prof. Dr. rer. nat. Herbert Oertel sen.

Thema: Neue Erklärung des Lärms von Überschallstrahlen durch „Baggern“

Ausgangssituation:

Die im Literaturverzeichnis aufgeführten Veröffentlichungen berichten über experimentelle Untersuchungen des Lärms von Überschallstrahlen, beispielsweise in der Praxis wichtig für den Lärmschutz von Schneidbrennern und Triebwerksstrahlen, die in den Jahren 1974 bis 1983 von Oertel sen. [1, 2, 3] im ISL durchgeführt wurden. Dieser Lärm wird vorwiegend in Form von Machwellen wie in Abb. 1 abgestrahlt. Machwellen werden von Deformationen der Strahlengrenzschicht gezogen, die sich mit drei Geschwindigkeiten w , w' und w'' stromab bewegen. Für diese wurden nach Messungen der Machwinkel die folgenden Formeln gefunden:

$$\frac{u_i - w}{a_i} = \frac{w}{a_a} \quad (1), \quad \frac{u_i - w'}{a_i} = \frac{w'}{a_a} - 1 \quad (2), \quad \frac{u_i - w''}{a_i} = \frac{w''}{a_a} + 1 \quad (3)$$

Diese Geschwindigkeiten w , w' und w'' hängen allein von der Strömungsgeschwindigkeit u_i des Strahls und der Schallgeschwindigkeiten der Gase a_i innerhalb und a_a außerhalb ab, nicht von den Zähigkeiten. Abb. 2 verdeutlicht die Bezeichnungen. Für w existiert seit 1980 eine Erklärung, die davon ausging, dass die dünne Strahlengrenzschicht als Gleitfläche in Rechnung gesetzt werden kann. Aber der Beitrag der w -Machwellen zum Lärm ist gering, weshalb es von grundlegendem Interesse ist, die richtige Erklärung für die w' - und w'' - Geschwindigkeiten zu finden.

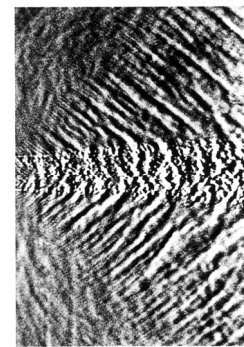


Abb. 1: Machwellen eines Überschallstrahls

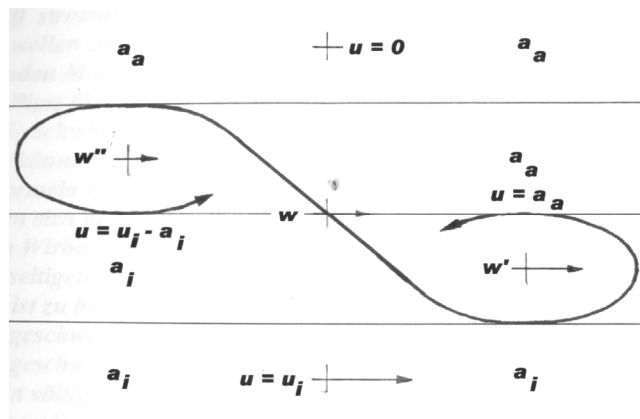


Abb. 2: Wirbel in der Strahlengrenzschicht

Ziel:

Die damals von Oertel versuchten Erklärungen mit Schallkoinzidenzen wurden aufgegeben, nachdem seine Dopplermessungen in der Strahlengrenzschicht Schwankungen der Strömungsgeschwindigkeit bis zur Schallgeschwindigkeit ergaben. Dieses Ergebnis deutet auf Wirbel als Ursache hin. Der vorliegende Bericht stellt eine neue Erklärung zur Diskussion, die von der Existenz langlebender Wirbelpaare in der Grenzschicht ausgeht.

STAB

Lösungsweg:

Mit wachsender Grenzschichtdicke wird aus der Deformation der dünnen Grenzschicht eine kohärente Struktur der turbulenten Grenzschicht, ein Wirbelpaar wie in Abb. 2 skizziert. Der Mittelpunkt bewegt sich mit w . Aber die Achse des Bugwirbels bewegt sich mit $w' > w$ und die des Heckwirbels mit $w'' < w$. Der Bugwirbel zieht außerhalb des Strahls eine w' -Machwelle und der Heckwirbel innerhalb des Strahls eine w'' -Machwelle (Abb. 3). Bugwirbel und Heckwirbel müssen in verschiedenen Zonen bleiben. Andernfalls würden die Bugwirbel der nachfolgenden die Heckwirbel der vorausgehenden Wirbelpaare zerstören. Die beiden Zonen berühren sich in einer Ebene mit der Strömungsgeschwindigkeit u^* . Die Zone der Bugwirbel muss dabei soviel Platz für die Zone der Heckwirbel lassen, dass sich diese mit einer Geschwindigkeit $w'' > 0$ stromab bewegen können. Nur solche ziehen innen Machwellen. Und die Zone der Heckwirbel muss dabei soviel Platz für die Zone der Bugwirbel lassen, dass sich diese mit einer Geschwindigkeit $w' > a_a$ stromab bewegen können.

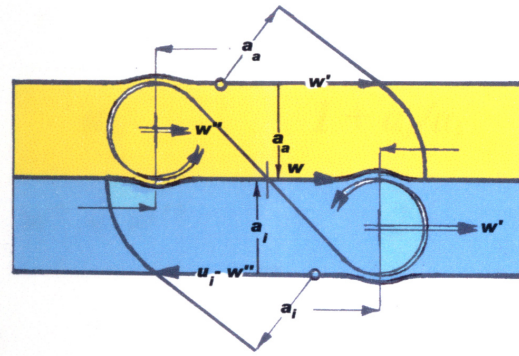


Abb. 3: Wirbel in der Strahlgrenzschicht

Die Formeln zur Berechnung der Geschwindigkeiten w' und w'' ergeben sich dann aus der Forderung beiderseits gleicher Drücke an den Wirbeln. Diese sind gleich, wenn die Machzahlen der beiderseitigen Strömungen im jeweiligen Bezugssystem gleich sind. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die Bugwirbel Strahlgas mit der Schallgeschwindigkeit a_i und die Heckwirbel Außengas mit der Schallgeschwindigkeit a_a in die Grenzschicht „baggern“. Hier liegt ein völlig anderes Schallgeschwindigkeitsprofil vor, als das von den Theorien der turbulenten Mischungsschicht angenommen wird.

Ergebnis:

Es zeigt sich, dass sich bei Erfüllung dieser Forderungen der Mittelpunkt mit jener Geschwindigkeit w stromab bewegt, die oben als Fortpflanzungsgeschwindigkeit einer Gleitflächendeformation eingeführt wurde. Aus der Betrachtung für den Fall $u_i = a_i + a_a$ lassen sich der Basis des in Abb. 2 skizzierten Schichtenmodells und unter der Annahme des „Gasbaggerns“ die Formeln (1) bis (3) ableiten. Für den Fall $u_i < a_i + a_a$ (heiße Strahlen) kommen die für $u_i = a_i + a_a$ gefundenen Zusammenhänge als näherungsweise geltende heraus. Mit $M_i = u_i / a_i$, der Machzahl im Strahl, lauten die Relationen (1) bis (3):

$$\frac{w}{a_a} = \frac{M_i}{1 + a_a/a_i} \quad (4), \quad \frac{w'}{a_a} = \frac{M_i + 1}{1 + a_a/a_i} \quad (5), \quad \frac{w''}{a_i} = \frac{M_i - 1}{1 + a_a/a_i} \quad (6)$$

Im Falle $u_i > a_i + a_a$ (kalte Strahlen) sind stärkere Abweichungen zu erwarten.

Literatur:

- [1] H. Oertel sen., Jet noise research by means of shock tubes, ISL-Bericht CO 75/209 (1975)
- [2] H. Oertel sen., G. Patz, Wirkung von Unterschallmänteln auf die Machwellen in der Umgebung von Überschallstrahlen, ISL-Bericht RT 81/505 (1981)
- [3] H. Oertel sen. 33 Jahre Forschung mit Stoßrohren im Deutsch-Französischen Forschungsinstitut Saint-Louis, ISL-Bericht CO 83/226 (1983)

Weiteres Vorgehen:

Der zur Diskussion gestellte w , w' und w'' -Mechanismus dominiert. Es handelt sich um eine starke Kohärenz, die von der Turbulenz nicht zerstört wird. Die Temperaturverteilung in der Strahlgrenzschicht ist eine ganz andere als die bisher vorausgesetzte. Das „Baggern“ hat die einfachen Beziehungen möglich gemacht. Eine direkte Prüfung könnte mit gefärbten Gasen vorgenommen werden. Damit ließe sich feststellen, ob das „Baggern“ tatsächlich so wirksam wie angenommen ist.

Datum: 08. 10. 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Arne Stürmer, Dr. Jianping Yin

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

Thema: Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of Contra-Rotating Open Rotor Propulsion Systems at Low-Speed Flight Conditions

Ausgangssituation:

Increasing environmental and economic pressures have renewed interest in Contra-Rotating Open Rotor (CROR) propulsion systems as a potential powerplant for future commercial transport aircraft, as they promise a step change in efficiency versus modern turbofan engines due to their ultra-high bypass ratio. However, the complex aerodynamic interactions between the two rotors and the airframe raise concerns regarding sonic fatigue of aircraft components affected by the unsteady pressure flowfield as well as noise emissions. The latter is an important issue during the low-speed take-off and approach phases of flight, where the impact on community noise needs to be addressed.

The rapid improvement of modern numerical aerodynamic and aeroacoustic simulation tools such as the DLR TAU and APSIM-Codes allow these methods to play a vital role in enhancing understanding and developing solutions for these issues [1,2,3].

Ziel:

Unsteady aerodynamic simulations utilizing the numerical methods developed at DLR allow for an in-depth analysis of the complex aerodynamic interactions and the noise generation mechanisms for CROR configurations. The enhanced understanding of the underlying physical phenomena afforded by these types of simulations will help identify possible solutions to address and ameliorate the community noise impact of this type of powerplant.

Lösungsweg:

A generic 8x8 CROR powerplant in pusher configuration, shown in figure 1, was designed as a numerical test rig to allow for the study of relevant parameters that affect the aerodynamic and aeroacoustic performance [4]. It is known that both blade tip speeds and rotor-to-rotor spacing have a significant impact on noise emissions, and therefore the configuration was set up to allow for a flexible study of these variables, for example through a change in the distance between the two rotors, as shown in figure 2. The design was aimed at delivering representative performance for an engine aimed at the 150-seat class of commercial aircraft.

A coupled simulation, utilizing the DLR TAU-Code for the uRANS CFD computations and the DLR APSIM-Code for a subsequent computation of the noise emissions, will be done, a process chain that has already been successfully applied to a number of single rotation propeller and helicopter investigations.

Ergebnis:

Based on the CAD definition of the CROR propulsion system shown in figure 1, meshes were generated using both the CentaurSoft Centaur and the ANSYS ICEM CFD HEXA grid generation software for a mix of unstructured and structured mesh blocks. A total of 20 Chimera blocks are used, fully exploiting the flexibility of the Chimera grid approach as implemented in the DLR TAU-Code.

Datum: 30.06.2008

STAB

The CROR blade design was verified for both low- and high speed flight conditions, with the low-speed performance shown in figure 3. For example, at a blade pitch setting of $\beta_{75}=36^\circ$, the 8 bladed rotor delivers a thrust coefficient of $C_T=3.95$ with an efficiency of $\eta=58.21\%$, which meets the performance targets that were set.

The CROR propulsion system has already been investigated at high-speed cruise conditions for flight at $M=0.75$ at an altitude of 35,000ft (see figure 4), which confirmed that the design delivers representative performance under these conditions [4].

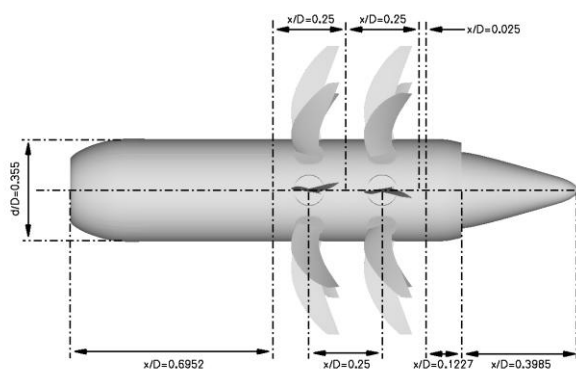


Fig. 1: Generic baseline 8x8 CROR design

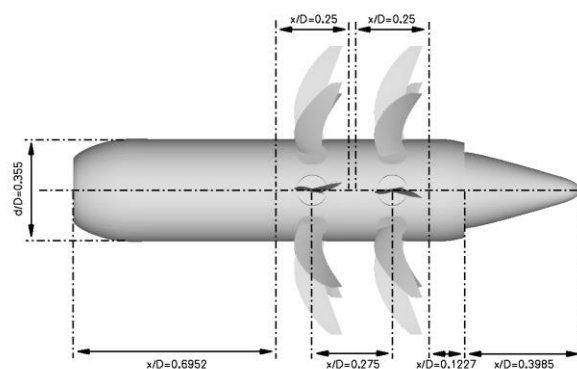


Fig. 2: Increased Rotor-to-rotor spacing

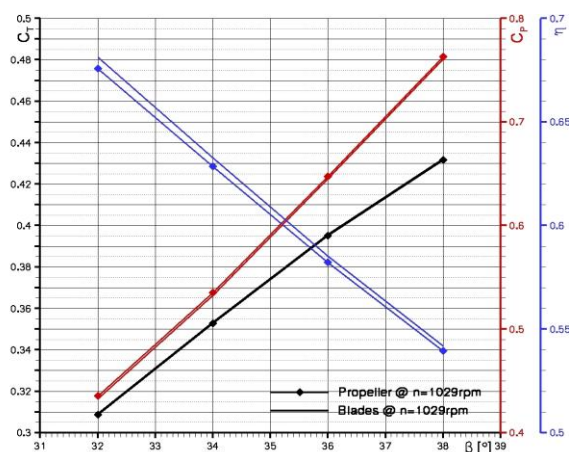


Fig. 3: Generic blade low-speed performance

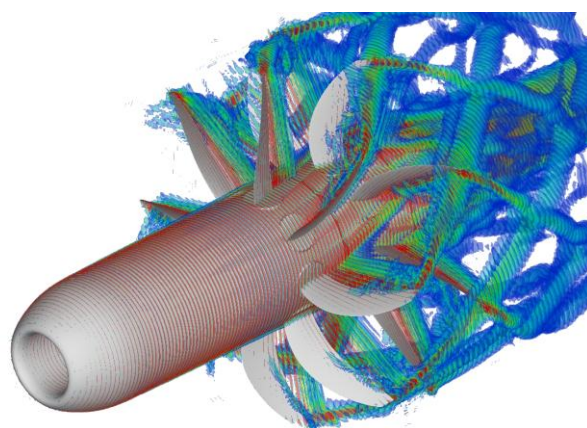


Fig. 4: Vortex system of the CROR design at cruise

Literatur:

- [1] Kroll, N., Fassbender, J.K.: "MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design"; Notes on Numerical Fluid Dynamics and Multidisciplinary Design; Volume 89; Springer; 2005.
- [2] Stuermer, A.: "CFD Validation of Unsteady Installed Propeller Flows using the DLR TAU-Code"; CEAS-2007-104; 1st European Air and Space Conference; Berlin, Germany; 2007.
- [3] J. Yin, J. Delfs., "Improvement of DLR Rotor Aeroacoustic Code (APSIM) and its Validation with Analytic Solution", 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen (de), 16.-18.09.20
- [4] Stuermer, A.: "Unsteady CFD Simulations of Contra-Rotating Propeller Propulsion Systems"; AIAA 2008-5218; 44th AIAA Joint Propulsion Conference; Hartford, CT, USA; July 2008.

Weiteres Vorgehen:

The CFD simulations of the baseline CROR geometry at low-speed flight conditions of $M=0.2$ at sea level conditions have been initiated. A combined aerodynamic and aeroacoustic analysis will be performed which will guide the selection of one further configuration (blade tip speeds or rotor-to-rotor spacing for example) which will also be simulated in order to evaluate the impact on performance and noise emissions.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:	Fluid-Struktur-Interaktion		
Ansprechpartner:	J. Gomes, M. Münsch, M. Breuer, H. Lienhart		
Institution:	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg		
Adresse:	Cauerstraße 4 91058 Erlangen	Telefon: Telefax:	09131-85-28272 09131-85-29503
e-mail:	jgomes/mmuensch/mbreuer/hlienhart@lstm.uni-erlangen.de		
weitere Partner:	DFG – Forschergruppe 493 'Fluid-Struktur-Interaktion – Modellierung, Simulation, Optimierung'		
Topic:	Flow-induced Oscillation of a Flat Plate – A Fluid-Structure-Interaction Study Using Experiment and LES		

Introduction:

Since FSI plays a dominant role in many fields of engineering such as mechanical engineering (e.g. valves), aero-space engineering (e.g. wings), process engineering (e.g. stirrers), medicine technique (e.g. substitute vocal folds), or civil engineering (e.g. suspension bridges) a strong need for appropriate numerical simulation tools exists. During the development and test phase of these tools reference test cases are required to serve as verification and validation data in order to check the physical models as well as the effectiveness of the implementation.

Objectives:

The aim of the present project is twofold. On the one hand a reference data set for a relatively simple but selective and meaningful test case should be established. On the other hand a numerical methodology should be set up which allows to tackle complex turbulent FSI problems by using Large-Eddy Simulation (LES) in connection with an appropriate coupling scheme for FSI.

Solution Method:

At LSTM a dedicated experimental facility was set up for studying fluid-structure-interaction test cases. It consists of a vertical closed loop tunnel designed to have a kinematic viscosity operation range from $1 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ up to $5 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$. Using water as working liquid it is capable to maintain a constant maximum flow velocity in the test section of about 4.5 m/s.

The measurements of the flow velocity surrounding the structure as well as the model deflections were performed using an adapted multi-camera particle image velocimetry system (PIV) complemented with a 2 μs accurate time-phase detector to obtain precise time-phase resolved data of the resulting coupled motion of the structure and the flow. The measurements were resolved in the time-phase space with a resolution of 2.5° and an uncertainty of 0.5° [2].

For the CFD approach of the coupled FSI problem, an adequate section of the experimental setup is taken into account and discretized by a finite-volume scheme. The turbulent flow field is resolved in time by using small time steps within the LES which leads to a preference of explicit time-marching schemes, i.e., a predictor-corrector scheme. A coupling scheme was designed [1] which fits to the explicit time-marching scheme as well as avoids instabilities known from loose coupling schemes. The LES itself is performed using the Smagorinsky model ($C_s=0.1$) with Van Driest damping. The response of the rigid structure exposed to pressure and shear forces is described by a spring-mass-model.

Results:

The results presented in this contribution were obtained in a uniform water flow for rigid plate of 2 mm thickness with a chord of 64 mm. The plate possesses one degree of freedom, i.e., a spanwise rotation axis located 20 mm downstream of the leading edge. The results comprehend the investigation of the general character of the dynamic response of the plate as a function of the incoming flow velocity up to 2 m/s, as well as the detailed characterization of the resulting swiveling motion for the incoming velocity of 1.07 m/s. At this velocity, the Reynolds number, based on the chord of the plate, is about 68,000. The swiveling motion has revealed to be very symmetric and reproducible (RMS of the movement period $\leq 1.5\%$) and its frequency was measured to be equal to 2.49 Hz (see Fig. 1).

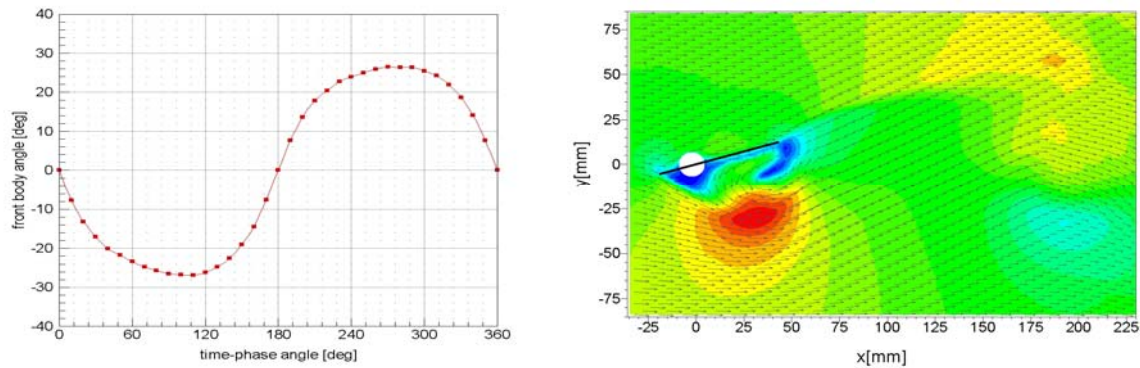


Fig. 1: Time-phase resolved angle of the plate within a period of motion (left) and streamwise flow velocity field for the time-phase angle equal to 340° (right) at 1.07m/s (experimental results).

The experimental characterization of the resulting motion was carried out on the basis of the time-trace of the flat plate angle and the time-phase resolved flow velocity field.

Concerning the CFD predictions the new coupling scheme adopted for FSI in connection to LES turned out to work quite well for computations of flows around cylindrical structures [1]. Presently, first simulations of the swiveling flat plate at the flow velocity of 1.07 m/s are carried out, where the spanwise extension of the computational domain is restricted to one chord length excluding the effect of the sidewalls. The coupling scheme used was found to be stable for this case, but the maximum deflection angle of the plate turned out to be too large compared to the experiment. Thus, in the next step the computational domain has to be extended and the influence of the sidewalls has to be taken into account. Then a detailed comparison between the experimental and numerical results can be carried out including the angle of incidence and the swiveling frequency. That will be included in the full paper.

Literature:

- [1] Breuer, M., Münch, M.: Fluid-Structure Interaction Using LES – A Partitioned Coupled Predictor-Corrector Scheme, 78th Ann. GAMM Meeting, Universität Bremen, Germany, March 31 – April 4, (2008).
- [2] Pereira Gomes, J., Lienhart, H.: Experimental Study on a Fluid-Structure Interaction Reference Test Case, Lecture Notes in Computational Science and Engineering, LNCSE 53, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, (2006).

Next Steps:

As soon as the experimental results and the numerical simulations show a good agreement for this first test case, a similar study is thought to be conducted on more complex geometries. The next object of study will be relatively simple two-dimensional flexible structures. Preliminary experimental tests have shown that a front, freely rotating cylindrical body with an attached thin metal membrane satisfies the requirements of the study in terms of reproducibility of the coupled movement within the fluid-structure interaction. Such geometry undergoes large deformations and shows a behavior which justifies its choice for a future investigations.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Aeroelastik		
Ansprechpartner	Dr. W. Send		
Institution	DLR-Institut für Aeroelastik		
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen	Telefon:	0551/709-2387
		Telefax:	0551/709-2862
		e-Mail:	wolfgang.send@dlr.de
Weitere Partner	DLR Projekt iGREEN		
Thema	An Approach to the Gust Problem with Interfering Profiles		

Ausgangssituation

Im Rahmen des DLR-Projekts iGREEN ist für 2009 die Untersuchung des Einflusses einer Störung geplant, die von einer Tragfläche auf ein stromab liegende Leitwerk ausgeübt wird. Dabei wird diese Konfiguration theoretisch im Hinblick auf Experimente im Transsonischen Windkanal Göttingen modellhaft approximiert. Im Kern geht es um die Beschreibung des Transports der Störung mittels des DLR Tau-Codes. Die Störung kann periodisch durch Eigenschwingungen oder aperiodisch durch eine Bö verursacht sein. Die bislang durchgeführten numerischen Untersuchungen haben gezeigt, dass eine numerisch genaue Lösung (nachgewiesen durch Konvergenzkriterien) keineswegs auch von gleicher Güte physikalisch richtig sein muss. Dies gilt für die Lösung auf der Oberfläche des umströmten Körpers, erst recht aber für die Strömung im Außenfeld und insbesondere stromab. Neben der physikalischen Modellierung der Strömung (Fluid mit und ohne Viskosität, Annahme kleiner Störungen, Turbulenzmodell, Machzahl) spielt die Diskretisierung des Rechenraums eine zentrale Rolle. Dessen Aufteilung durch ein Rechenetz entscheidet wesentlich über die physikalische Güte beim Transport einer Störung. Für diese „handwerkliche“ Aufgabe sind in der zurückliegenden Zeit einige Erfahrungen gesammelt worden, die bislang nicht vorliegen oder nicht zugänglich sind.

Zur Beurteilung der Frage, in welchem Bereich des Lösungsgebiets eine Lösung „physikalisch richtig“ ist, ist primär der Erhalt der Wirbeldichte herangezogen worden. Diese zentrale mathematische Größe gestattet intrinsische Tests, denn sie liefert in weiten Bereichen des physikalischen Parameterraums eine Invariante, die Zirkulation. Daneben liefert die Analyse der Leistungen der am Bewegungsvorgang beteiligten Freiheitsgrade, bei periodischen Vorgängen deren mittlere Leistungen, wertvolle Hinweise auf die Güte der Lösung.

Ziel

Ziel der bislang in zweidimensionaler (2D) Strömung durchgeführten Untersuchung ist die Übertragung auf den dreidimensionalen (3D) Fall einer einseitig im Wandkanal eingespannten 3D Tragfläche. Zugleich soll die Bö durch eine über die Breite des Kanals eingefügte Tragfläche erzeugt werden. Die hervorgerufenen aerodynamischen Lasten sollen vorhergesagt und mit Windkanalergebnissen verglichen werden.

Lösungsweg

Dem theoretischen Teil der Untersuchung liegt das Werkzeug DLR Tau-Code zugrunde, dessen Anwendung an dieser Stelle nur mit wenigen kennzeichnenden Merkmalen beschrieben werden soll:

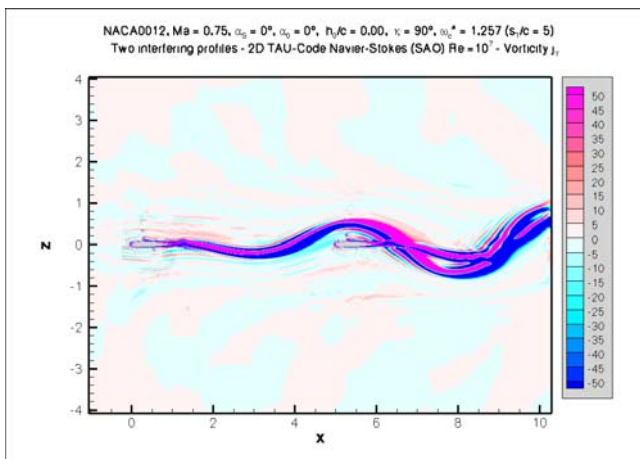
- Zentrale Differenzen für die Diskretisierung der Flüsse der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (RANS) mit dem Spalart-Allmaras Turbulenzmodell in der Modifikation nach Edwards (SAE).
- Duales Zeitschrittverfahren mit 200 inneren Iterationen zwischen zwei physikalischen Zeitschritten, die eine Periode der Bewegung in 360 Zeitschritte einteilen.
- So genanntes *multi-grid* Verfahren mit 5 Ebenen der Auflösung. Für die implizite Integration in der Zeit wird das Verfahren *backward Euler relaxation* mit einer symmetrischen Gauß-Seidel Zerlegung (LUSGS) angewendet.

Das für die nachfolgenden Ergebnisse verwendete unstrukturierte Netz ist mit der Software CENTAUR erzeugt worden. Die Gesamtzahl der Netzknoten beträgt 289 406. 325 762 Dreiecke im Raumgebiet und 124 440 Vierecke speziell für den Bereich der Grenzschicht bilden das 2D Netz. Bei 30 prismatischen Schichten ergibt dies für jedes der beiden Profile einen Polygonzug mit 2 074 Abschnitten.

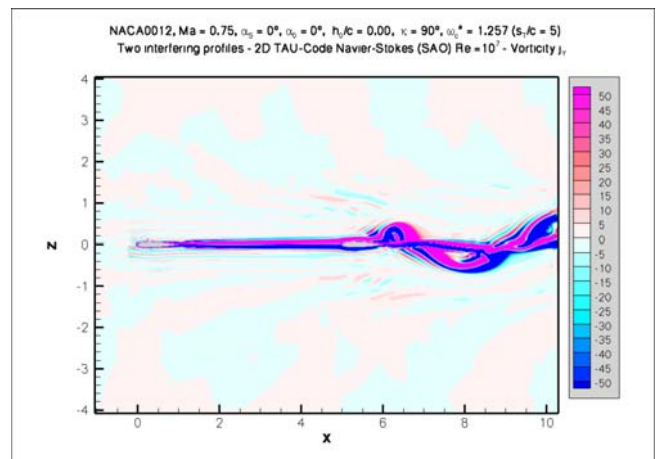
Ergebnisse

Stationäre Rechnungen wurden durchgeführt für die beiden Profile mit dem Querschnitt NACA0012 für eine synchrone Schlagbewegung mit der Amplitude $h_0/c = 0.1$ mit $c = 1$ m. Zwei Paare von Machzahl und Reynoldszahl wurden verwendet $(Ma, Re) = (0.5, 10^6)$ für Unterschall und $(0.75, 10^7)$ für Transschall mit Strömungsgeschwindigkeiten 165.8 m/s und 248.6 m/s, basierend auf der Schallgeschwindigkeit $c_s = 331.5$ m/s. Die Bewegung konnte abgeschaltet werden und führte zu einem Transport der jeweiligen Störung in Richtung des stromab liegenden Profils. Die hohe reduzierte Frequenz von $\omega^* = 2\pi/5 \approx 1.257$ (bezogen auf c) wurde gewählt, um eine räumliche Periode des stationären Nachlaufs im Bereich der beiden Profile zu sehen. Physikalisch sind dies die beiden Frequenzen 33.3 Hz und 50 Hz.

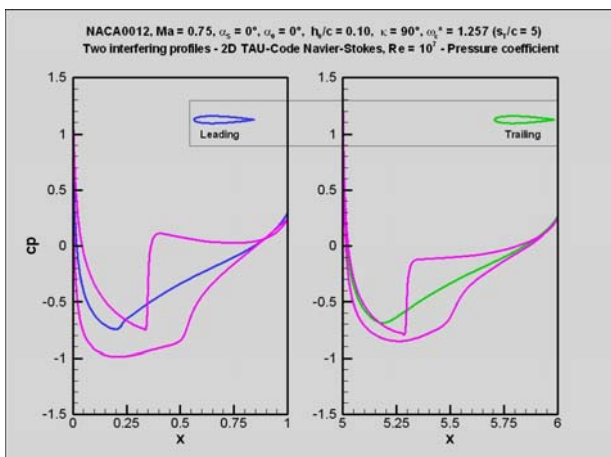
Die nachfolgende Auswahl von Bildern ist exemplarisch zu verstehen für die große Zahl von Ergebnissen. Die aerodynamischen Lasten für das von der Bö beaufschlagte Profil sind auch mit einer Fourieranalyse untersucht worden.



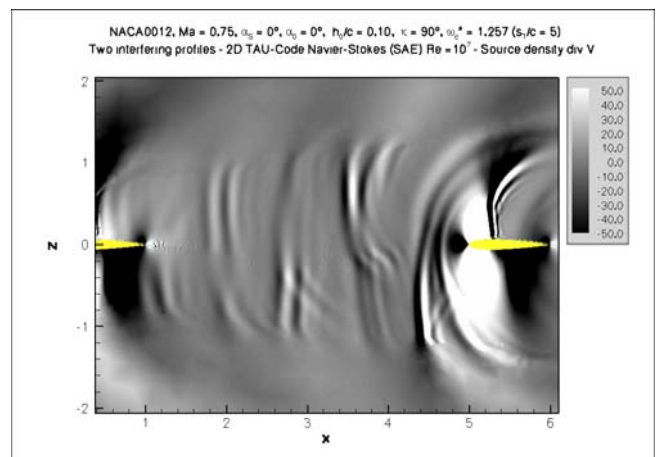
Wirbeldichte durch Generator wird erzeugt



Störung trifft auf das stromab liegende Profil



Stationäre und instationäre Druckverteilungen



Ausbreitung von Schallwellen als Folge der Störung

Weiteres Vorgehen

Für das bereits skizzierte Ziel ist die Erzeugung von 3D Netzen mit zunächst einer halbseitig eingespannten Tragfläche geplant. In einem weiteren Schritt soll dann die zweite Tragfläche zur Erzeugung der Bö eingefügt werden.

Auf die vorgesehene Veröffentlichung der Untersuchung im Rahmen der Reihe *New Results in Numerical and Experimental Fluids Mechanics* sei hingewiesen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Daniel Banuti, Klaus Hannemann

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)

Adresse:

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551-709 2403

Telefax: 0551-709 2800

e-mail: daniel.banuti@dlr.de

Weitere Partner: Oliver Knab, Astrium Ottobrunn

Thema:

Interfacial Area Transport Equation in Statistical-Eulerian-Eulerian Simulations of Multiphase Flow

Ausgangssituation:

Originally developed for ideal gas transonic flow problems, the DLR TAU code [1] has been extended to meet scientific and industry-related demands. Within the section ‘Spacecraft’, naturally space flight related developments have been pursued. Extensions to a mixture of reacting gases in equilibrium and non-equilibrium have been developed and applied to cases ranging from re-entry type problems to combustion in scramjet engines.

Ziel:

New extensions are now in demand, ranging from cryogenic fuels in tanks in microgravity environments to liquid and supercritical propellant injection in launcher main engines and micro scale engines. As the most versatile multiphase flow model, the development of a Statistical-Eulerian-Eulerian (SEE) method is targeted.

SEE methods offer a range of applicability that cannot be matched by Statistical-Eulerian-Lagrangian (SEL) methods. This range encompasses multiphase flow problems from dilute spray to stratified flow and thus seems appropriate for the intended applications at hand [2,3]. The Interfacial Area Transport Equation (IATE) is a valuable extension of SEE methods that allows for detailed sub grid scale modelling [4,5].

Lösungsweg:

The goal of this work is to develop an SEE framework within the DLR TAU code and to incorporate the interfacial area concept. As a first step, a homogeneous flow model as the simplest SEE model has to be implemented. This involves adding a liquid volume fraction governing equation.

The main effort so far has been put into solving an IATE. Model source terms have been developed for the problem at hand. As a first case, an IATE formulation modelling the case of supercritical injection has been introduced. This involved the development of source terms modelling interfacial area detection, convection, and growth.

In order to minimize future changes in the code, the IATE has been implemented to be capable of dealing with all SEE methods.

STAB

Ergebnis:

An extension to the AUSM+ upwind scheme has been developed which allows for cases of two independent flow fields. This takes into account the planned extension to a full two-fluid model.

An interfacial area detection term has been developed, resolving former problems with the definition of an inflow boundary condition.

An expression for the interfacial area convection velocity has been derived based on the assumption of stratified flow. Notably, this expression is also shown to hold for the limiting case of a dispersed phase.

A macroscopic interfacial area growth term is developed based on first principles involving velocity gradients. Shear instead of vorticity has been shown to be a driving force in interfacial area growth.

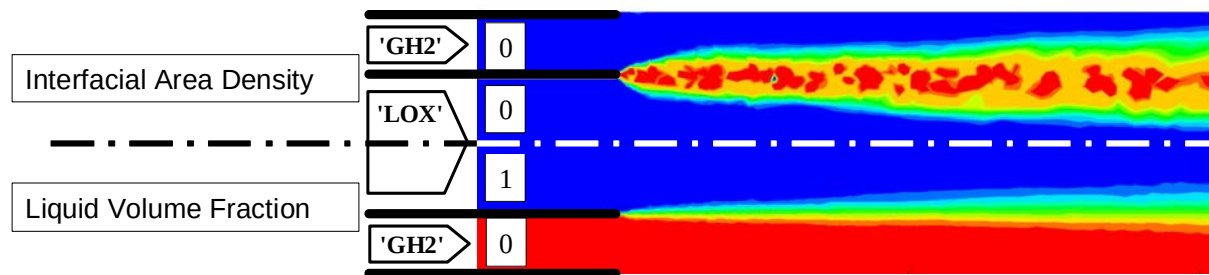


Fig. 1: Interfacial Area and liquid volume fraction in the case of a coaxial injector

Fig. 1 shows a first application of the here described model. Pictured is a cut through a coaxial injector, as typically used for propellant injection in liquid rocket engines. The bottom half shows the liquid volume fraction, marking the pure phases within the injector and the subsequent mixing downstream thereof. The top half shows contours of the interfacial area density. It can be seen to be created right at the expected phase meeting position and is then convected downstream. Interfacial area growth then causes an increase to a saturation value. The model thus shows a qualitatively good behaviour.

Literatur:

- [1] A. Mack, V. Hannemann: *Validation of the Unstructured DLR TAU-Code for Hypersonic Flows*, AIAA-Paper 2002-3111, 2002
- [2] M. Wörner: *A Compact Introduction to the Numerical Modeling of Multiphase Flows*, Forschungszentrum Karlsruhe, Wissenschaftliche Berichte FZKA 6932 (2003)
- [3] D. A. Drew: *Mathematical modeling of two-phase flow*, Annual Review of Fluid Mechanics 15 (1983) 261-291
- [4] M. Ishii: *Thermofluid Dynamics of Two-Phase Flows*, Eyrolles, Paris, 1975
- [5] X. Sun, M. Ishii, J.M. Kelly: *Modified Two-Fluid Model for the Two-Group Interfacial Area Transport Equation*, Annals of Nuclear Energy 30 (2003) 1601-1622

Weiteres Vorgehen:

With the IATE shown to work in this case, generalization of the two-phase model is the next step. Ultimately, the homogeneous flow model is to be replaced by a two-fluid model which incorporates a full set of governing equations for each phase and additional source terms for coupling effects. Further, IATE expressions for the particular problems have to be developed.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Giuseppe Bonfigli, Patrick Jenny

Institution: Institut für Fluidodynamik, ETH Zürich

Adresse: Sonneggstrasse 3
CH-8092 Zürich

Telefon: +41 (0)44 6328682
Telefax: +41 (0)44 6321147
e-mail: bonfigli@ifd.mavt.ethz.ch

weitere Partner:

Thema:

Numerical solution of the incompressible Navier-Stokes equations with the immersed-interface method

Ausgangssituation:

The generation of body fitted grids for finite-volume computations is typically the most time-consuming task in the work-flow of industrial CFD applications. Furthermore, geometries are frequently so complex, that high-quality grids are not affordable. The immersed-boundary method (IBM) by Peskin (1972) removes these difficulties by considering non-fitted orthogonal meshes and representing immersed bodies by means of concentrated volume forces. However the accuracy of approaches of this kind is intrinsically limited for problems considering rigid bodies due to the singular character of the solution at solid walls.

An alternative to the volume-force approach is provided by the immersed-interface method (IIM) by Lee and Leveque (1997), where discretization stencils crossing immersed boundaries are modified in order to account for discontinuities in the solution and its derivatives. IIM approaches are quite promising with respect to accuracy issues but are less efficient than classical volume-force-based methods. Indeed the stencil adjustment at immersed boundaries modifies the structure of the Poisson equation governing the flow and prevents the straightforward implementations of standard solvers for structured grids (e.g. multi-grid).

Ziel:

Our goal is the development of a high-order efficient numerical procedure for the solution of the incompressible Navier-Stokes equations according to the IIM approach. The simulation of complex geometries should be possible. As an initial step, particular attention has been paid to the implementation of an efficient Poisson solver in the context of the IIM formulation by Peller et. al. (2006).

Lösungsweg:

The IIM formulation has been combined with an efficient Poisson solver derived from the iterative-multi-scale-finite-volume (IMSFV) method by Hajibeygi et al. (2008). The latter was developed for the simulation of flows in porous media, where the pressure is governed by the elliptic problem

$$\nabla \cdot (k \nabla p) = R, \quad (1)$$

k and R being the media permeability and a distributed source term, respectively.

Considering an iterative procedure to impose constraints at immersed boundaries, the pressure Poisson equation for the IIM implementation could be recast in the form (1), where $k=I$ within the flow field and $k=0$ inside solid bodies. Correspondingly, the IMSFV procedure was first generalized to handle problems with impermeable regions ($k=0$) and then combined with the iterative procedure to set constraints at immersed boundaries.

STAB

Ergebnis:

The capability of the modified IMSFV procedure of solving elliptic problems with (nearly) impermeable regions has been verified running test computations for the permeability distribution in figure 1. The resulting convergence behaviour is also displayed for various values of the free parameter k_{basis} of the IMSFV procedure.

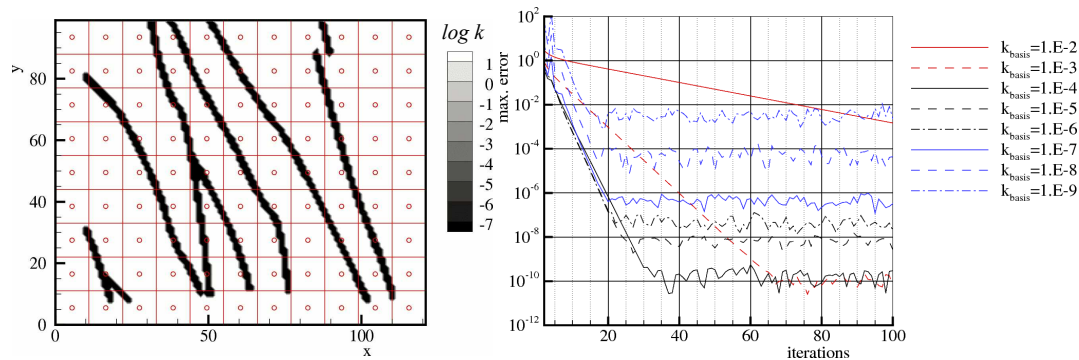


Figure 1: Permeability distribution for the validation of IMSFV and convergence behaviour.

Results from the IIM procedure are presented in figure 2. In the first set of computations a steady solution is prescribed by introducing an appropriate forcing term. A circular region inside the integration domain is treated as an immersed body and boundary conditions are derived from the analytical solution. Second order accuracy with respect to the spatial discretization is verified by comparing numerical and exact solutions for various discretization levels. In the second test case the flow around a circular cylinder is computed for $Re=40$. Drag coefficient and geometric features of the resulting steady wake agree with available results from the literature.

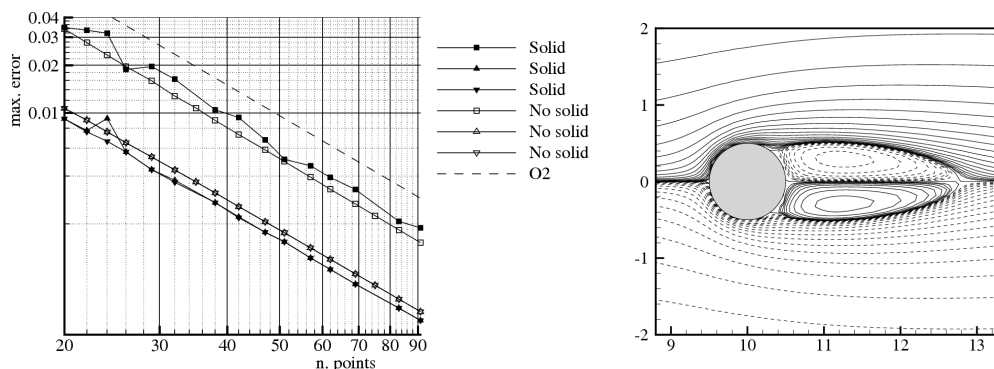


Figure 2: Accuracy verification for the IIM implementation (left) and streamline-visualization of the steady wake behind a circular cylinder at $Re=40$ (right).

Literatur:

- S. Peskin. Flow patterns around heart valves: a numerical method. J. Comp. Phys., 10: 252-271, 1972.
- L. Lee and R. J. LeVeque. An immersed interface method for incompressible Navier-Stokes equations. SIAM J. Sci. Comput., 25(3):832-856, 2003.
- N. Peller, A. Le Duc, F. Tremblay, and M. Manhart. High-order stable interpolation for immersed boundary methods. Int. J. Num. Meth. Fluids, 52:1175-1193, 2006.
- H. Hajibeygi, G. Bonfigli, M. A. Hesse, and P. Jenny. Iterative multiscale finite-volume method. J. Comp. Phys., accepted, 2008.

Weiteres Vorgehen:

The accuracy of the numerical procedure is currently being improved to fourth order. An objective for future work is also the coupling of the flow simulation with that for the dynamic of immersed bodies

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Bernhard Eisfeld

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 2953305

Telefax: 0531 2952320

e-mail: bernhard.eisfeld@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Der Einfluss der Längenmaßgleichung auf die Simulation aerodynamischer Strömungen mit Reynolds-Spannungsmodellen

Ausgangssituation:

Die Ergebnisgüte numerischer Simulationen in der Aerodynamik wird wesentlich durch das verwendete Turbulenzmodell bestimmt. Dessen Stärken und Schwächen zeigen sich vor allem bei Strömungen mit Ablösung.

Von Wirbelviskositätsmodellen ist bekannt, dass sie oftmals Defizite bei der Vorhersage von abgelösten Strömungen aufweisen. Als Ursache hierfür gilt nicht zuletzt der zugrundeliegende Boussinesq-Ansatz, bei dem der Reynolds-Spannungstensor als parallel zum Scherratentensor angenommen wird.

Differentielle Reynolds-Spannungsmodelle (DRSM) weisen diesen Nachteil nicht auf, da sie auf einer modellierten Form der Transportgleichungen für die Komponenten des Reynolds-Spannungstensors beruhen. Tatsächlich konnte mit DRSM bei einer Reihe aerodynamischer Probleme eine Verbesserung der Vorhersage gegenüber klassischen Wirbelviskositätsmodellen erzielt werden.

Allerdings wird bei DRSM wie bei Zweigleichungswirbelviskositätsmodellen zur Schließung des Gleichungssystems eine zusätzliche Gleichung für eine Längenmaßvariable benötigt, typischerweise ε oder ω . Deren Einfluss auf die Simulationsgüte mit DRSM ist dabei weitgehend unerforscht.

Im DLR-TAU-Code sind verschiedene differentielle Reynolds-Spannungsmodelle implementiert, die auf verschiedenen Transportgleichungen für die Längenmaßvariablen ω beruhen. Diese ermöglicht die Integration der Turbulenzgleichungen bis auf die Wand, so dass keinerlei Wandfunktionen benötigt werden, die die Vorhersage abgelöster Strömungen beeinträchtigen könnten (Low-Re-Modelle). Die modulare Implementierung in TAU erlaubt es dabei, den Einfluss von Details der Längenmaßgleichung auf das Simulationsergebnis gezielt zu untersuchen.

Ziel:

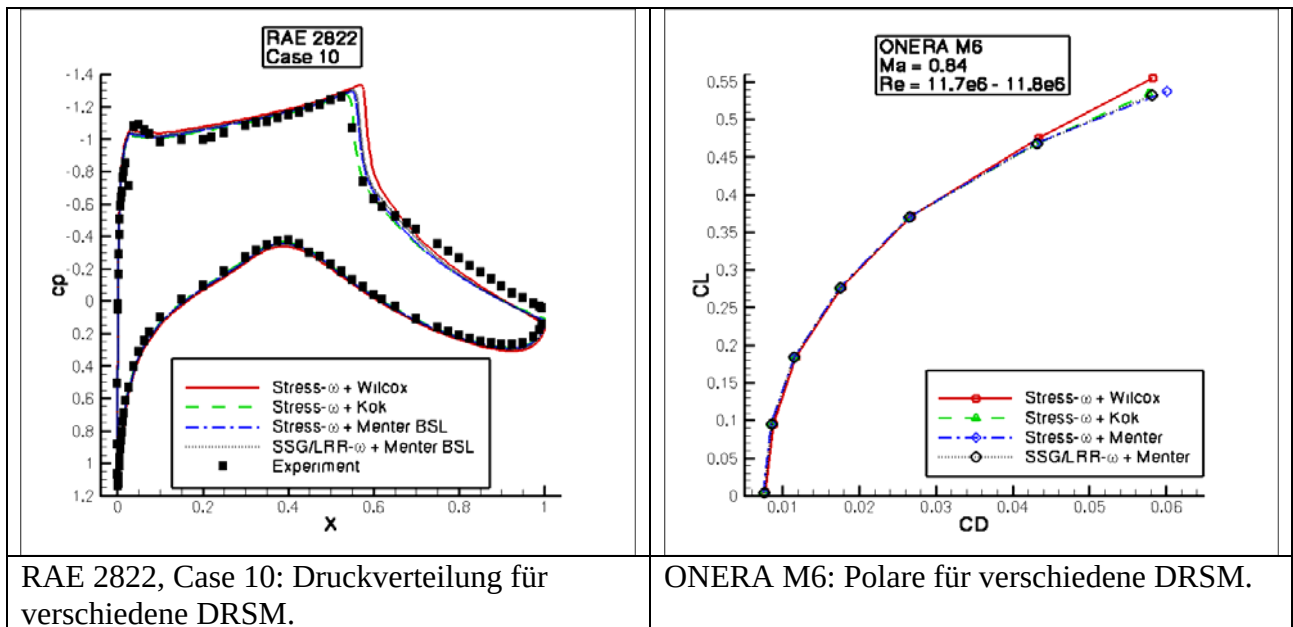
Anhand der im DLR-TAU-Code implementierten differentiellen Reynolds-Spannungsmodelle sollte der Einfluss der Längenmaßgleichung auf die Vorhersagegüte bei transsonischen Strömungen bis hin zu stoßinduzierter Ablösung untersucht werden. Der Einfluss der Längenmaßgleichung und ihrer Details sollte dabei mit dem Einfluss unterschiedlicher Modellierungen des Umverteilungsterms in der Transportgleichung für die Reynolds-Spannungsgleichungen verglichen werden.

Lösungsweg:

Es wurden verschiedene zwei- und dreidimensionale, transsonische Strömungsprobleme mit verschiedenen differentiellen Reynolds-Spannungsmodellen simuliert. Die gewählten Modelle unterscheiden sich dabei jeweils in Details der Modellierung der Längenmaßgleichung und dem Umverteilungsterm der Reynolds-Spannungsgleichung. Dadurch war es möglich den Einfluss der Längenmaßgleichung und der Reynolds-Spannungsmodellierung getrennt voneinander zu betrachten. Ferner erlaubte die nahe Verwandtschaft mit den $k-\omega$ -Modellgleichungen einen Vergleich mit klassischen Wirbelviskositätsmodellen.

Ergebnis:

Für die betrachteten Fälle zeigt sich ein erheblicher Einfluss der Längenmaßgleichung auf die Vorhersage von Stoßlage und Ablöseverhalten. Insbesondere der sogenannte Kreuzdiffusionsterm in der ω -Gleichung, wie er sich bei Transformation der ε -Gleichung ergibt, scheint von Bedeutung zu sein. Die Überlegenheit differentieller Reynolds-Spannungsmodelle gegenüber Wirbelviskositätsmodellen bei komplexer, dreidimensionaler, stoßinduzierter Ablösung lässt sich dagegen in erster Linie auf die verbesserte Modellierung des Reynolds-Spannungstensors zurückführen.



Literatur:

1. B. Eisfeld, O. Brodersen, Advanced Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration, AIAA-Paper 2005-4727, 2005.
2. B. Eisfeld, Numerical Simulation of Aerodynamic Problems with the SSG/LRR- ω Reynolds Stress Turbulence Model Using the Unstructured TAU Code. In: Tropea et al. (Hrsg.): New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI, NNFM, Bd. 96, 356 – 363, 2007.

weiteres Vorgehen:

Die Unterschiede der in TAU implementierten DRSM sollen für ein breiteres Anwendungsgebiet herausgearbeitet, die damit verbundenen Unsicherheiten bestimmt und Richtlinien für die industrielle Anwendung erarbeitet werden.

Datum: 14.07.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Bernhard Eisfeld, Tobias Knopp

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

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 2953305

Telefax: 0531 2952320

e-mail: Bernhard.Eisfeld@dlr.de

Tobias.Knopp@dlr.de

weitere Partner: Javier Bartolome Calvo , DLR Braunschweig, AS-RF

Thema: Anwendung einer neuen Erweiterung für k- ω Turbulenzmodelle zur Berücksichtigung von Wandrauhigkeit auf Strömungen mit Ablösung

In turbulenter Strömung erhöht sich durch Rauigkeit einerseits der Widerstand, andererseits verschiebt sich das logarithmische Geschwindigkeitsprofil. In Abhängigkeit von der Rauigkeitsreynoldszahl $k_r^+ = k_r u_\tau / \nu$ (u_τ Schubspannungsgeschwindigkeit, ν kinematische Viskosität, k_r äquivalente Sandrauhigkeit) werden nach Nikuradse (1933) drei Bereiche unterschieden: Hydraulisch glatte Wand ($k_r^+ < 5$), transitionelle Rauigkeit ($5 < k_r^+ < 70$), und vollrauer Bereich ($k_r^+ > 70$). Die in den drei Bereichen auftretenden Effekte lassen sich durch eine entsprechende Modifikation von RANS-Turbulenzmodellen erfassen. Hinsichtlich des Ablöseverhaltens hat sich gezeigt, dass Strömungen über raue Oberflächen früher ablösen als entsprechende Strömungen über eine glatte Oberflächen.

Ausgangssituation: Eine Untersuchung der Wilcox'schen Erweiterung von k- ω Modellen zur Berücksichtigung von Wandrauhigkeitseffekten zeigte drei wesentliche Nachteile, insbesondere hinsichtlich einer industriellen Nutzung. Erstens stellte sich heraus, dass erheblich feinere Netze in Wandnähe als bei glatten Oberflächen erforderlich sind. Zweitens ergaben die netzkonvergenten Resultate für die ebene Platte schlechte Vorhersagen für transitionelle Rauigkeitswerte. Drittens bestätigte sich, dass bei Anwendung auf das SST k- ω Modell eine Modifikation am SST Modell nötig ist, wie bereits in Hellsten (1997) gezeigt.

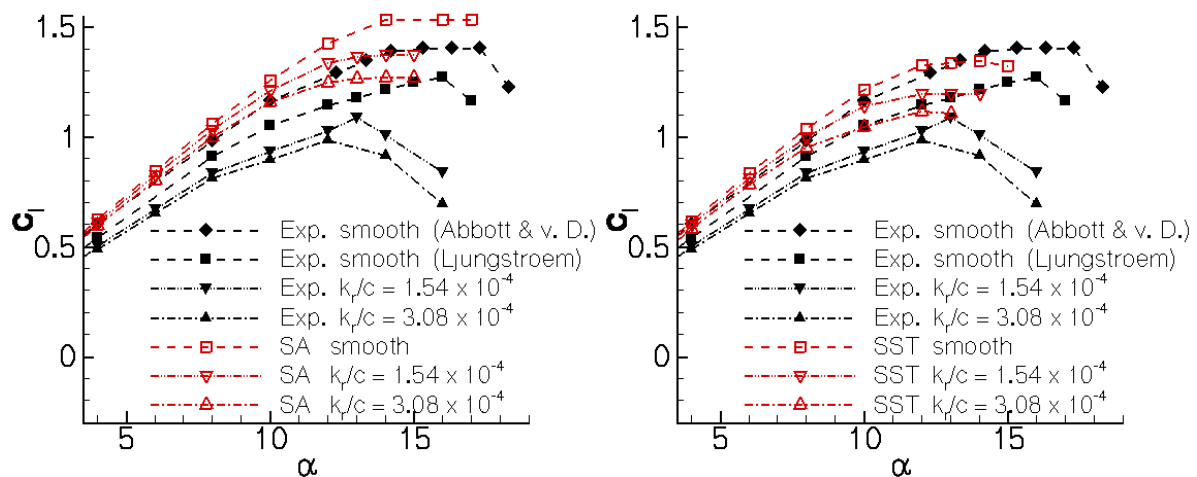
Ziel: Es sollte eine neue Rauigkeitserweiterung des k- ω Modells entwickelt werden, die diese Defizite löst. Diese neue Rauigkeitserweiterung sollte hinsichtlich der Vorhersagegenauigkeit mit der Wilcox'schen Rauigkeitserweiterung für k- ω Modelle und mit der Boeingschen Rauigkeitserweiterung nach Spalart für das Spalart-Allmaras-Modell verglichen werden. Schliesslich sollten die Vorhersagen dieser Modelle für das Ablöseverhalten bei Profilmströmungen mit Rauigkeit verglichen werden.

Lösungsweg:

Zunächst wurde der vollraue Bereich betrachtet, für den geeignete Wandwerte für k und ω aus theoretischen Betrachtungen für die logarithmische Schicht angegeben werden können, in Anlehnung an Arbeiten von Durbin et al. (2001) und von Aupoix und Spalart (2003). Für den Bereich transitioneller Rauigkeit ist es nötig, das Modell zu modifizieren, um sowohl eine geeignete Verschiebung der Geschwindigkeitsprofile als auch eine geeignete Änderung des Wandschubspannungsbeiwerts in Abhängigkeit von der Rauigkeitsreynoldszahl zu erreichen. Dazu wird nun der Wandwert von ω mit einer geeigneten Funktion der Rauigkeitsreynoldszahl multipliziert. Dann wurde durch Untersuchungen festgestellt, dass die Limitierungsfunktion des SST Modells für die turbulente Scherspannung bei rauhen Wänden nicht negativ beeinflusst wird. Die neue Rauigkeitsrandbedingung wurde für mehrere Testfälle validiert, u.a. für das Rohrströmungsexperiment nach Nikuradse (1933) und

für Strömungen über die ebene Platte mit Wandrauigkeit ohne Druckgradient nach Ligrani und Moffat (1986), nach Hosni et al. (1993) und nach Blanchard (1977). Schliesslich wurde die Strömung um ein NACA 65₂215 Profil ohne und mit Oberflächenrauigkeit betrachtet.

Ergebnis: Für Strömungen ohne Druckgradient liefert die neue Rauigkeitsrandbedingung für den transitionell rauhen und den vollrauen Bereich gute Übereinstimmung mit den experimentellen Daten für alle betrachteten Testfälle, sowohl hinsichtlich der Verschiebung der Geschwindigkeitsprofile als auch der Wandschubspannung. Es ergibt sich auch eine gute Übereinstimmung mit den Vorhersagen für die Rauigkeitsmodifikation für das Spalart-Allmaras-Modell. Im vollrauen Bereich liegen die Resultate auch nahe an denen der Wilcox'schen Rauigkeitsmodifikation. Für die Strömung um das NACA-65₂215-Profil ohne und mit Hinterkantenablösung wird der maximale Auftriebsbeiwert und der zu $C_{A,max}$ gehörende Anstellwinkel mit dem SST-k- ω -Modell und der neuen Rauigkeitserweiterung deutlich besser als mit dem SA-Modell vorhergesagt.



Strömung um das NACA- 65₂215-Profil bei $Re=2 \times 10^6$ und $Ma=0.182$ ohne und mit Oberflächenrauigkeit. Der in den Experimenten von Ljungström (1972) gemessene Auftriebsbeiwert ist wegen systematischer Fehler zu niedrig. Daher wurde auch die Referenzmessung nach Abbott und von Doenhoff (1959) angegeben.

Literatur:

- Abbott und von Doenhoff (1959): Theory of Wing Sections. Dover Publications, New York.
- Aupoix and Spalart (2003): Aupoix, B. and Spalart, P.R.: Extensions of the Spalart-Allmaras turbulence model to account for wall roughness. Int. J. Heat Fluid Flow (24), 454-462, 2003.
- Hellsten (1997): Extension of the k- ω -SST turbulence model for flows over rough surfaces. AIAA Paper 1997-3577.
- Ljungström (1972): Wind tunnel investigations of simulated hoar frost on a 2-dimensional wing section with and without high lift devices. FFA, Report AU-902.
- Wilcox (1998): Wilcox, D.C.: Turbulence modelling for CFD, 2nd Edition. DWC Industries.
- Nikuradse (1933): Nikuradse, J. Strömungsgesetze in rauhen Rohren. VDI-Forschungsheft 361, Berlin, 1933.
- Durbin et al. (2001): Durbin, P.A., Medic, G., Seo, J.M., Eaton, J.K., Song, S. Rough wall modification of two layer k- ϵ . J. Fluid Eng. – T. ASME (123), 16-21, 2001.
- Ligrani und Moffat (1986): Ligrani, P.M., Moffat, R.J. Structure of transitionally rough and fully rough turbulent boundary layers. J. Fluid Mech. (162), 69-98. 1986.
- Knopp, Eisfeld, Bartolome Calvo: „A new extension for k-omega turbulence models to account for wall roughness“. Eingereicht bei: International Journal of Heat and Fluid Flow.

weiteres Vorgehen:

Das Modell soll auf Untersuchungen zur Vereisung von Tragflügeln angewendet werden.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stephan Enk

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2178
Telefax: 0531/295-2320
e-mail : stephan.enk@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Implementierung eines Verfahren 4.Ordnung für ein Finite differenzen Verfahren zur Grobstruktursimulation und Ergebnissean der ebenen Plattenströmung

Ausgangssituation:

Mit dem blockstrukturierten DLR-FLOWer Code sollen LES Rechnungen an Profilen unter Hochauftriebsbedingungen durchgeführt werden. Für LES ist ein Verfahren höherer Ordnung erforderlich, um die turbulenten Transportvorgänge konsistent zu beschreiben und Wirbelströmungen besser aufzulösen. Zu diesem Zweck sind ein finite Differenzen Padeverfahren von 4. Ordnung mit drei Feinstrukturmodellen sowie ein MILES Verfahren [3] in den Strömungslöser FLOWer implementiert worden

Ziel:

Das Padeverfahren mit den Feinstrukturmodellen und das MILES-Verfahren sollen für Strömungen mit Wandgrenzschichten validiert werden. Deshalb wird eine ebene Platte als Testfall für eine einfache Außenströmung verwendet. Außerdem sollen die beiden Ansätze miteinander verglichen werden.

Lösungsweg:

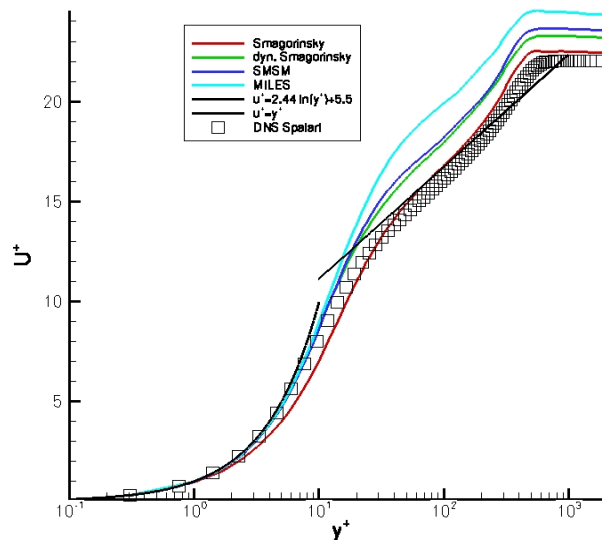
Zuerst wird das 4. Ordnungsverfahren implementiert und für einen Wirbeltestfall wird die Ordnung bestimmt. Weiterhin werden als Feinstrukturmodelle das Smagorinskymodell, dynamisches Smagorinskymodell und das „Selective Mixed Scale Model (SMSM)“ implementiert.

Bei der ebenen Platte wird eine Reskalierungsrandbedingung nach [1] verwendet, um Punkte und Rechenaufwand zu sparen. Diese Randbedingung ist in [1] für inkompressible Gleichungen formuliert worden. In [2] sind mehrere unterschiedliche Modifikationen für diese Randbedingung aus der Literatur für kompressible Strömungen angegeben. Bei der Randbedingung nach [1] wird aus einem Schnitt im Feld die Lösung entnommen und über theoretische Beziehungen skaliert und als Eintrittsrandbedingung gesetzt. Die Variablen werden in einen Mittelwert und einen Schwankungswert aufgeteilt. Der Mittelwert und der Schwankungswert werden nach [1] unterschiedlich reskaliert. Nach [2] kann bei kompressiblen Strömungen der Mittelwert langsam wegdriften. Deshalb wird in FLOWer als Mittelwert eine zeitlich konstante RANS-Lösung verwendet, und nur die Schwankungswerte reskaliert.

Ergebnis:

Die Simulationen der ebenen Platte erfolgen auf einem Netz mit Abmessungen von $15\delta_0 \times 3,5\delta_0 \times 0,64\delta_0$ in Strömungsrichtung, Wandnormalenrichtung und in spannweitischer Richtung mit δ_0 als Grenzschichtdicke am Eintritt. Die Gesamtpunktzahl beträgt ungefähr 1,3 Millionen Punkte.

Das logarithmische Wandgesetz ist in der Abbildung für die drei Feinstrukturmodelle unter Verwendung des Verfahrens 4. Ordnung und für das MILES Verfahren gezeigt. Weiterhin sind DNS Ergebnisse von Spalart [4] und das analytische Wandgesetz dargestellt. In der laminaren Unterschicht ($y^+ < 10$) ist die Übereinstimmung der Rechnungen mit den analytischen Ergebnissen sehr gut. Im Bereich des logarithmischen Wandgesetzes ($100 < y^+ < 1000$) liegen die DNS Daten und das Smagorinskymodell in der Nähe der analytischen Lösung. Das dynamische Smagorinskymodell, das SMSM-Modell und die MILES Rechnung liegen über der analytischen Lösung. Bei allen Rechnungen stimmt die Steigung der Kurve mit der analytischen Steigung überein. Die Abweichungen in den Absolutwerten ergeben sich durch Unterschiede in der Schubspannung an der Stelle der Auswertung.



logarithmisches Wandgesetz für LES mit Verfahren 4. Ordnung mit Smagorinskymodell, dynamisches Smagorinskymodell, SMSM und MILES-Ansatz

Literatur:

- [1] T. S. Lund, X. Wu, K. D. Squires: Generation of turbulent inflow data for spatially-developing boundary layer simulations; Journal of Computational Physics, Volume 140, 233-258, 1995
- [2] P. Sagaut, E. Garnier, E. Tromeur, L. Larcheveque, E. Labourasse : AIAA-Journal Volume 42(3), 469-477, 2004
- [3] C. G. Schulz: Grobstruktursimulation turbulenter Freistrahlen; Dissertation, Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen, 1997
- [4] P. R. Spalart : Direct numerical study of a turbulent boundary layer up to $Re_\theta=1410$, Journal of Fluid Mechanics, Volume 187, 61-98, 1988

weiteres Vorgehen:

Berechnung der Strömung am Aerospace A-Profil mit LES

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerical simulation

Ansprechpartner: Anthony Gardner, Kai Richter, Henning Rosemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Anthony Gardner

Telefon: 0551/709-2267

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : tony.gardner@dlr.de

Kai Richter

Telefon: 0551/709-2631

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : kai.richter@dlr.de

Henning Rosemann

Telefon: 0551/709-2260

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : henning.rosemann@dlr.de

Weitere Partner: DLR-AS-NV, DLR-AE

Thema: Prediction of the Wind Tunnel Sidewall Effect for the iGREEN Wing-Tailplane Interference Experiment in the TWG

Ausgangssituation:

The DLR project iGREEN (Integrated Green Aircraft; 2007-2010) investigates the effects of increased aircraft elasticity from optimised structures or new aerodynamic configurations. One work package concerns the wing-tailplane interference through buffet processes and includes experiments in the Transonic Wind Tunnel Goettingen (TWG) adaptive test section in 2010. An NLR7301 airfoil is to be attached to a flutter rig providing high-frequency pitching oscillations upstream of an elastic swept wing (Fig. 1).

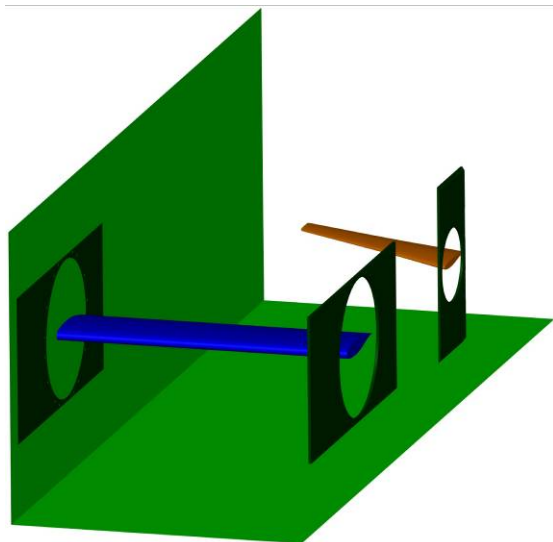


Fig. 1: Experimental setup

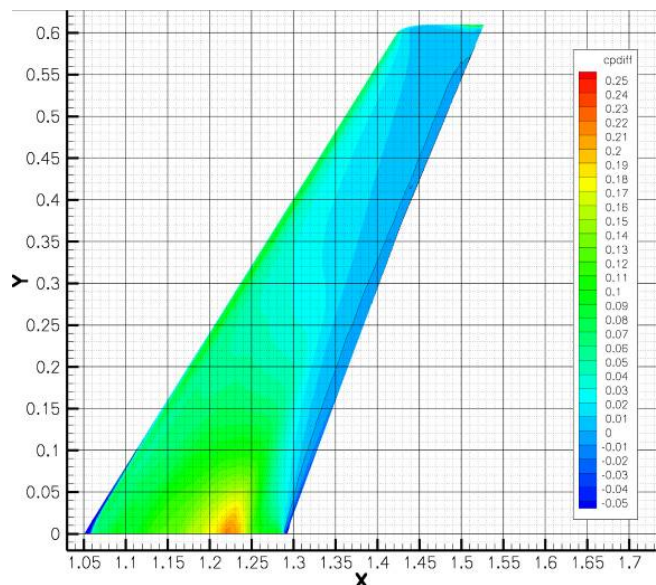


Fig. 2 Contours of ΔC_p ($M=0.7$) between viscous and inviscid tunnel walls

Ziel:

The aim of this numerical investigation is to identify what parts of the wind tunnel need to be modelled, such that the comparison CFD would be both accurate and efficient when URANS and DES are used, and to decide on the instrumentation for the wind tunnel experiment.

Lösungsweg:

In support of the experimental work, RANS computations with the DLR-TAU code were started in 2007 to quantify the effects of the TWG side-wall boundary layer on the experiment, and to identify potential problems (Gardner, 2008). Here the wall adaptation was assumed to be perfect, and to provide no interference, and only the interference between the model and the viscous wind-tunnel side-walls was investigated. The models were inserted into the external grid using chimera blocks, such that the interference effects from the wind tunnel and interaction between the models the models could be separated. Computations were made with the wind tunnel sidewalls as viscous walls, and as symmetry planes, and these were compared to give the effect of the viscous side-wall interaction with the model.

Ergebnis:

The elastic wing is fixed directly to the TWG side-wall, and as such has the root of the wing within the wind tunnel wall boundary layer. Thus the decision where to place the instrumentation in the wing depends on the extent of the effects of the boundary layer on the wing. A comparison of the differences in pressure induced by the side-wall (Fig. 2) showed that positions with distance from the wall greater than 400 mm are best suited for instrumentation, helping considerably in preparing a successful validation experiment

Computations for the NLR7301 comparing viscous and symmetry sidewalls identified significant changes due to the side-wall boundary layer at high Mach number and angle of attack. Here 3D separation bubbles form at the join between the wall and both the upper and lower sides of the airfoil (Fig. 3). These separations act as displacing bodies which accelerate the flow, giving an effect vaguely similar to a reduction in angle of attack (Fig. 4). Further investigation using 2D computations with a corrected angle of attack could only approximately reproduce the effect shown.

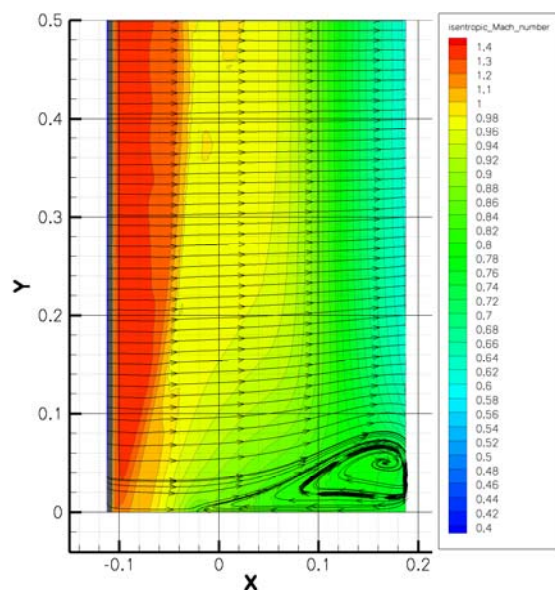


Fig. 3: Separation on the top of the NLR7301, ($M=0.7$, $Re=2.0e6$ $\alpha=2^\circ$)

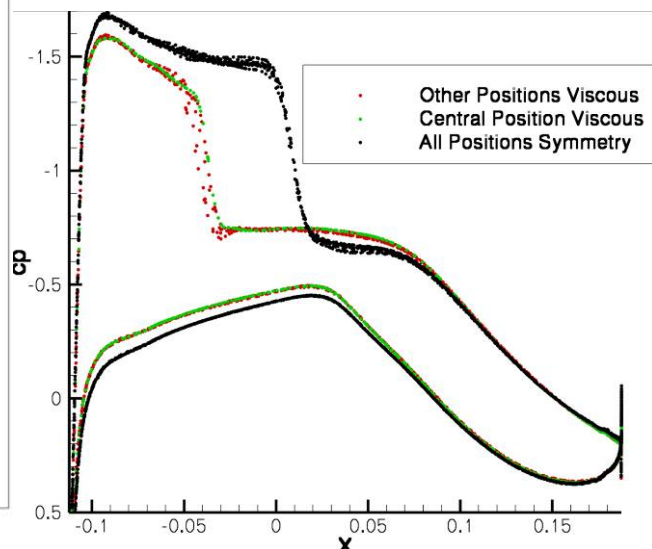


Fig. 4 Computed c_p distribution for viscous and inviscid tunnel walls

Literatur:

Gardner, A.D., "Pre-Computations for the iGREEN Wing-Tailplane Interference Experiment in the TWG", DLR IB 224-2008 A19, 2008.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Zhong-hua Han, Stefan Görtz, Rainer Hain

Institution: DLR Institute für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531/2953617
Telefax: 0531/2953357
E-mail: Zhong-hua.Han@dlr.de**

Thema: A Variable-Fidelity Modeling Method for Aero-Loads Prediction

Ausgangssituation: From an aerodynamic point of view, an aircraft is defined by comprehensive datasets regarding performance, loads and flight characteristics. This data, which needs to be determined for every possible flight condition, is used to design the structure of the aircraft and the flight control system. Currently, this data is obtained mainly from costly wind tunnel tests or using hand-book methods. The use of higher-fidelity and thus more time consuming CFD methods has been, up to now, impossible due to the large volume of data required.

Ziel: The goal is the development of a process chain for the efficient numerical prediction of all relevant aerodynamic data for the elastic aircraft over the entire flight envelope, for all flight conditions and aircraft configurations based on a hierarchy of CFD methods of increasing fidelity. This multi-fidelity approach is used to construct a global approximation of aero-loads throughout the parameter space based on sampled data. To meet industry requirements, this data has to be produced in a reduced time-frame with guaranteed accuracy and minimum computational effort.

Lösungsweg: The Variable-Fidelity Modeling method (VFM)[1,2] for aero-loads prediction is essentially a model management methodology. It uses a set of CFD methods with varying degrees of fidelity and computational expense (potential theory, Euler equations, and RANS equations) or a single physical model evaluated on meshes of varying refinement to approximate the unknown aerodynamic data as a function of input parameters such as Mach number, angle of attack, etc., while reducing the number of expensive high-fidelity computations. A low-fidelity method based on the Laplace equations, for example, can predict the quantity of interest in a very short time; however, the accuracy of the solution is limited to subsonic inviscid flows. On the other hand, the solution of a high-fidelity method based on the Navier-Stokes equations is more accurate for viscous transonic flows but is very time consuming and often prohibitively expensive for realistic applications. The VFM method does not depend on only a single fidelity model but combines these models together to make the maximum use of the merits of both models. The low-fidelity model is corrected to approximate the high fidelity data using so-called bridge functions. In contrast to the local bridge functions usually used in optimization [1], the bridge functions for aero-loads prediction have to be used across the parameter space to create a global model. Ordinary Kriging is employed to approximate both the low-fidelity data itself as well as the bridge function, which is based on the error between the high-fidelity data and the Kriging model of the low-fidelity data. Then, the VFM is constructed by combining the Kriging models for low-fidelity data and for bridge function. New sample points are added to recursively refine the VFM until the criterion for termination is fulfilled. The flowchart of the presented method is illustrated in Figure 1.

Ergebnis: The developed method is demonstrated by modeling the aerodynamic coefficients and drag polar of a RAE 2822 airfoil as a function of one and two free stream flow parameters. At first, two sets of sample points are generated using Design of Experiment (DoE) theory. One is for the intensively samples parameter space to be computed with the low-fidelity model, the other is for the less intensively samples parameter space to be evaluated with the high-fidelity method. The low- and high-fidelity computations are performed with the Euler and RANS versions of the DLR TAU code, respectively. The grid used for the high-fidelity viscous computation with the SA turbulence model is shown in Figure 2. The VFM for the

STAB

drag coefficient at different Mach numbers and angles of attack is shown in Figure 3. The accuracy of the VFM is improved by iteratively adding 44 sample points to the 32 initial high-fidelity samples based on the estimated error until the average relative error is below 5%. It is compared to validation data obtained by performing a very large number of high-fidelity computations throughout the parameter space. This comparison shows that the developed method is promising in accurately predicting the aero-loads at a low computational cost.

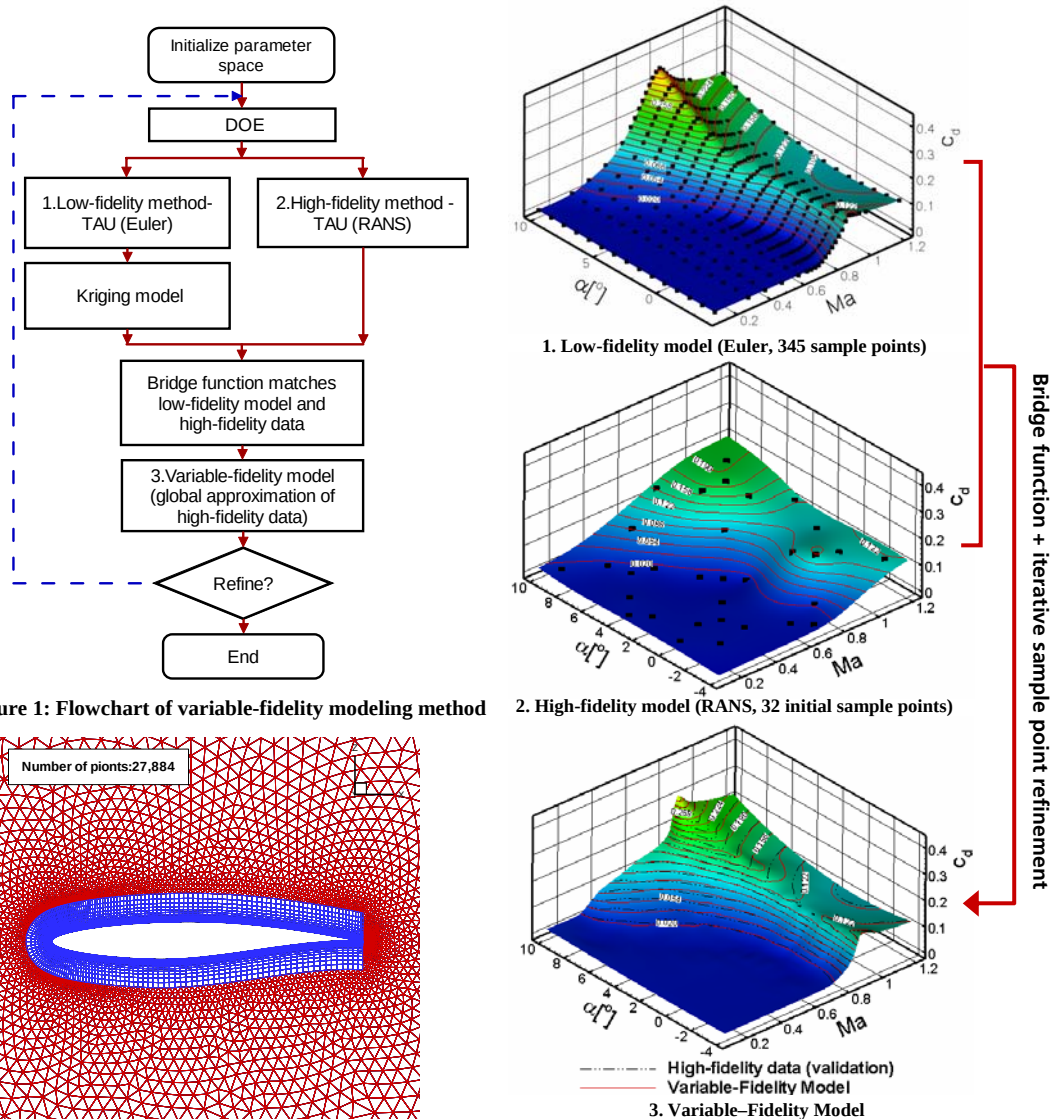


Figure 1: Flowchart of variable-fidelity modeling method

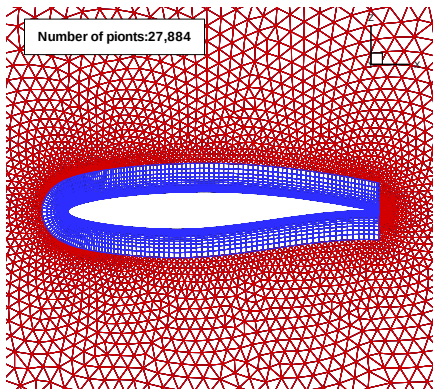


Figure 2: N-S grid for RAE 2822 airfoil

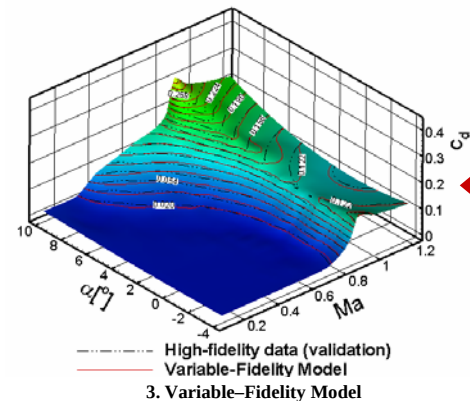


Figure 3: VFM of C_d for RAE 2822 airfoil

Weiteres Vorgehen: To further improve the efficiency and accuracy of VFM, the so-called Cokriging method will be employed. Two types of Cokriging will be considered, original Cokriging and gradient-enhanced Kriging. Original Cokriging uses the spatial correlation between the low- and high-fidelity data to predict the less intensively sampled variable of interest in the form of a VFM, without the need for a bridging function. With gradient-enhanced Kriging the accuracy can be improved for a given number of sample points, or the number of sample points can be reduced for a given accuracy. The adjoint solver in DLR-TAU code will be utilized to efficiently calculate all required gradient information. Also, the range of fidelity will be extended to include panel methods and RANS with wall functions. The method will also be extended to distributed aero loads and will be applied to more complex configurations and for the whole flight envelope.

Literatur:

- [1] Gano, S. E., Renaud, J. E., Martin, J. D. and Simpson, T. W., "Update Strategies for Kriging Models for Using in Variable Fidelity Optimization, " AIAA Paper 2005-2057, April, 2005.
- [2] Tang, C.Y. and Gee, K., Lawrence, S. L., "Generation of Aerodynamic Data using a Design Of Experiment and Data Fusion Approach, " AIAA Paper 2005-1137, Jan, 2005.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Hartmann, Joachim Held, Tobias Leicht, Florian Prill

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531/2953331
Telefax: 0531/2952914
e-mail: ralf.hartmann@dlr.de**

Thema: Entwicklung von Discontinuous Galerkin Verfahren höherer Ordnung auf unstrukturierten, adaptiv verfeinerten Gittern inklusive Fehlerschätzung

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 die gesamte 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 wird der DG Strömungslöser PADGE von zwei-dimensionalen laminaren auf dreidimensionale 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 („large scale“) 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 und Ergebnisse: 1. *Randapproximation höherer Ordnung:* Zur Nutzung von Discontinuous Galerkin Verfahren höherer Ordnung für die kompressiblen Euler- oder Navier-Stokes Gleichungen müssen gekrümmte Ränder, wie sie insbesondere bei Profilen oder Flügeln auftreten, auch mit höherer Ordnung approximiert werden. Das heisst, dass gekrümmte Ränder nicht wie üblich durch gerade Gitterrandlinien, also stückweise linear, sondern stückweise quadratisch, kubisch, etc. approximiert werden müssen. Hierzu wird das Referenzelement nicht wie üblich in FEM mit einer linearen, sondern mit einer quadratischen/kubischen etc. Abbildung auf das Randelement im Rechenggebiet transformiert. 2. *Anbindung an CAD Interface:* Zur Approximation von gekrümmten Rändern mit höherer Ordnung, als auch zur lokalen Verfeinerung von Randzellen braucht es zusätzliche Punkte auf der exakten Geometrie des Randes. Hierzu wurde ein Interface vom Strömungslöser PADGE zu der CAD Daten verarbeitenden OpenCascade Software entwickelt. 3. *Gekrümmte innere Zellen:* Bei gekrümmten Randzellen mit großer Krümmung oder mit großem Seitenverhältnis (aspect ratio) kommt es vor, dass eine gekrümmte Kante in 2D (Seitenfläche in 3D) die gegenüberliegenden gerade Kante schneidet. Dies kann verhindert werden, indem auch innere Kanten gekrümmt werden. Letztlich müssen in der Nähe von stark gekrümmten Rändern auch innere Zellen gekrümmt werden. Hierbei kann die Krümmung anhand der Lösung mehrerer Laplace Gleichungen oder einer linearen Elastizitätsgleichung vom Rand aus glatt in das Innere des Gebietes fortgesetzt werden. Diese Technik ist insbesondere wichtig für turbulente Strömungen, bei denen die Randschicht mit Zellen mit besonders großem aspect ratios aufgelöst werden. 4. *Erweiterung auf turbulente Strömungen:* Der Strömungslöser PADGE wurde von laminare auf 2D turbulente Strömungen (RANS mit kw-Gleichungen) erweitert. Erste Ergebnisse, auch mit höherer Ordnung, konnten erzielt werden für das L1T2 Dreielementprofil im Hochauftrieb, siehe in Bild 1b

die berechnete Machzahl und turbulente kinetischen Energie k auf einem relativ grobem Gitter mit 4268 Zellen welches in Bild 1a dargestellt ist. Die numerische Lösung basiert auf einem Verfahren 4. Ordnung und einer 5. Ordnung Randapproximation inkl. gekrümmten inneren Zellen.

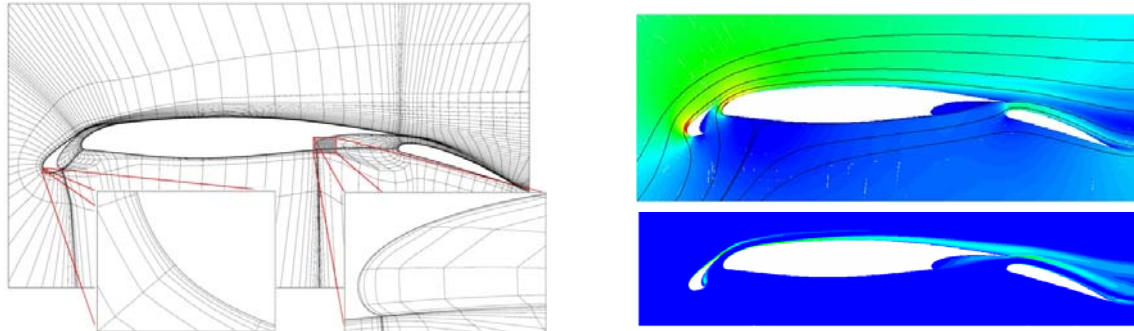


Bild 1: L1T2 Profil: (a) Gitter mit gekrümmten inneren Zellen; (b) Verteilung der Machzahl und der turbulenten kinetischen Energie

5. *Verfahren höherer Ordnung in 3D*: Auch für 3D laminare Strömungen konnte nachgewiesen werden, dass genaue Strömungslösungen mit Verfahren höherer Ordnung auf deutlich größeren Gittern als mit zweiter Ordnung berechnet werden können, siehe Bild 2(a). 6. *Fehlerschätzung, residuen- und adjungiert-basierte Verfeinerung in 3d*: Die Fehlerschätzung bzgl. aerodynamischer Kraftkoeffizienten wurde von 2D auf 3D laminare Strömungen erweitert. Desweiteren wurden residuen-basierte und adjungiert-basierte Indikatoren für 3D laminare Strömungen inkl. Symmetrierandbedingungen hergeleitet und implementiert. Hierbei kann die residuen-basierten Gitterverfeinerung genutzt werden, wenn alle Strömungsphänomäne aufgelöst werden sollen, wie z.B. das Wirbelssystem hinter dem Delta-Flügel in Bild 2(b). Dagegen kann die adjungiert-basierte Verfeinerung genutzt werden, wenn speziell die aerodynamischen Kraftkoeffizienten genau berechnet werden sollen.

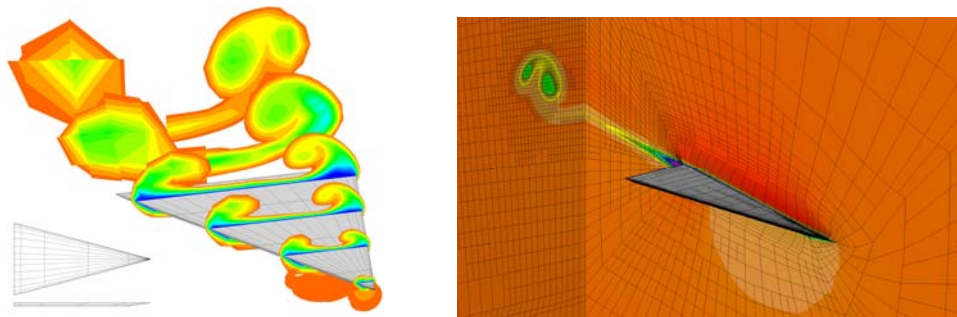


Bild 2:

Laminare Strömung ($M=0.3$, $\alpha=12.5^\circ$, $Re=4000$) um einen Delta-Flügel: (a) Vergleich Verfahren 2. Ordnung (links) mit Verfahren 5. Ordnung auf grobem Gitter mit 3264 Elementen; (b) Verfahren 2. Ordnung mit lokaler Gitterverfeinerung.

Weiteres Vorgehen: Der Strömungslöser PADGE wird zurzeit zur Anwendung auf grosse aerodynamische Simulationen weiterentwickelt. Hierbei wird insbesondere an einem effizienten Löser (hp-Mehrgitter) als auch an dessen speichereffizienten Implementierung gearbeitet. Desweiteren wird der Löser von 2D auf 3D turbulente Strömungen erweitert. Ausserdem soll die anisotrope Verfeinerung von 2D auf 3D erweitert und die lokale Gitterverfeinerung mit einer lokalen Variation der Ordnung des Verfahrens zur sogenannten hp-Verfeinerung kombiniert werden.

Literatur:

- [1] Hartmann, R. Adaptive discontinuous Galerkin methods with shock-capturing for the compressible Navier-Stokes equations. Int. J. Numer. Meth. Fluids 51(9-10): 1131-1156, 2006.
- [2] Hartmann, R. Adjoint consistency analysis of Discontinuous Galerkin discretizations. SIAM J. Numer. Anal., 45(6): 2671-2696, Dec. 2007.
- [3] Hartmann, R. and Houston, P. An optimal order interior penalty discontinuous Galerkin discretization of the compressible Navier-Stokes equations, J. Comput. Physics, 2007. In review.
- [4] Hartmann, R., Held, J., Leicht T. and Prill F. PADGE, Parallel Adaptive Discontinuous Galerkin Environment. Technical Reference 2008. In preparation.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Heinrich

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531/2952833
Telefax: 0531/2952914
e-mail : ralf.heinrich@dlr.de**

Thema: Volumennetzdeformation für strukturierte und hybride Netze unter Verwendung radialer Basisfunktionen

Ausgangssituation:

In vielen mono- und multidisziplinären Anwendungen unter Beteiligung von CFD Verfahren wird die Oberflächengeometrie eines Flugzeuges oder eines Bauteiles eines Flugzeuges modifiziert, wie bei der Formoptimierung oder bei Fragestellungen der Fluid-Struktur-Wechselwirkung. Dementsprechend muss auch das CFD-Oberflächennetz und das CFD Volumennetz mit geeigneten Algorithmen verformt werden. Dazu ist für den TAU-Code eine leistungsfähige Methode für hybride Netze unter Verwendung eines „advancing front“ Ansatzes entwickelt worden [1]. Diese TAU Netzdeformation arbeitet in der Regel sehr effizient und robust. Allerdings zeigten sich Robustheitsprobleme bei komplexen Hochauftriebsanwendungen. Ebenfalls ist die parallele Effizienz bei steigender Anzahl von Prozessoren begrenzt.

Ziel:

Die TAU-Netzdeformation soll so erweitert werden, dass die oben angesprochenen Schwächen weitestgehend behoben werden. Fokus sollen Anwendungen zur Berechnung des aeroelastischen Gleichgewichtes sein, bei denen das aus der Struktur-Simulation resultierende Verschiebungsfeld in der Regel eine relativ glatte Funktion ist. Die Netzdeformation soll aber auch eingesetzt werden, um ein Modell im Windkanal zu simulieren. Hier werden auf CFD Seite auch die Windkanalwände mit simuliert. Die Drehbewegung des Modells zur Anpassung des Anstellwinkels soll über die Netzdeformation erfolgen. Ein weiteres angestrebtes Anwendungsfeld ist die Nutzung der Netzdeformation zur Simulation bewegter Steuerflächen.

Lösungsweg:

Im Bereich der Fluid-Struktur-Wechselwirkung werden sehr häufig Interpolations-Methoden unter Verwendung sogenannter radialer Basisfunktionen genutzt. Sie eignen sich insbesondere sehr gut für die Interpolation von glatten Funktionen, wie den von einem Struktur-Code berechneten Verschiebungen. Sie können daher zur Interpolation der Verschiebungen vom Strukturnetz auf die CFD Oberfläche genutzt werden, wie bereits von vielen Autoren gezeigt, siehe z.B. [2]. Die wesentliche Idee ist nun, diese Interpolationsfunktion nicht nur für die Oberflächenpunkte der CFD Kopplungsfläche zu verwenden, sondern auch für die inneren Punkte des Volumennetzes. Um zusätzlich ein Abklingen der Interpolationsfunktion bis zum Fernfeld oder auch bis zu den diskretisierten Windkanalwänden zu erreichen, wird die Interpolationsfunktion mit einer Wandabstands abhängigen Funktion überlagert.

Diese Idee ist zunächst außerhalb der TAU-Netzdeformation in einem Prototypen realisiert worden. Mit einfachen Testfällen konnte gezeigt werden, dass bei der Netzdeformation die Qualität der Gitter annähernd erhalten bleibt. Bild 1 zeigt beispielhaft so einen Verifikationstestfall für ein strukturiertes Gitter (LANN-Flügel). Zunächst wurde eine Referenzrechnung für einen Anstellwinkel von 0.6° durchgeführt. Anschließend ist unter

STAB

Verwendung der Netdeformation eine Oberflächenrotation von 5° vorgegeben worden (Fernfeld fest). Auf diesem Netz ist dann eine äquivalente Rechnung bei einem um 5° reduzierten Anstellwinkel durchgeführt worden. Wenn die Gitterqualität bei dem Netzdeformationsprozess erhalten bleibt, dann müsste die resultierende cp-Verteilung der Referenzrechnung und der äquivalenten Rechnung annähernd identisch sein. Bild 1 zeigt einen Vergleich bei 82.5% der Halbspannweite. Die Übereinstimmung zwischen beiden Rechnungen ist sehr gut. Ermutigt durch diese Ergebnisse ist die Methode auch auf sehr komplexe Hochauftriebskonfiguration angewendet worden. Bild 2 zeigt ein Beispiel für die DLR-F11 Konfiguration (Landeanflug). Es zeigte sich, dass es vorteilhaft ist, für den Hochauftrieb für jede Komponente des Flügels (Vorflügel, Hauptflügel und Klappe) eine eigene radiale Basisfunktion zu verwenden und geeignet zwischen diesen Funktionen zu mitteln (Spline-Blending). Diese Art der Netzdeformation ist bereits mehrfach erfolgreich in einer Prozesskette zur Berechnung des aeroelastischen Gleichgewichtes eingesetzt worden, siehe z.B. [3][4].

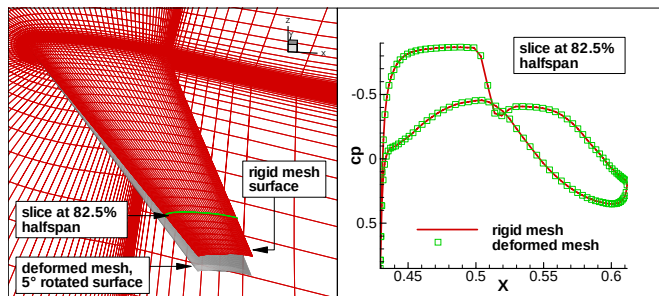


Bild 1: Vergleich der Druckbeiwertsverteilung der Referenzkonfiguration und der äquivalenten Konfiguration (LANN Flügel, $Ma = 0.82$, $Re = 7.2 \times 10^6$)

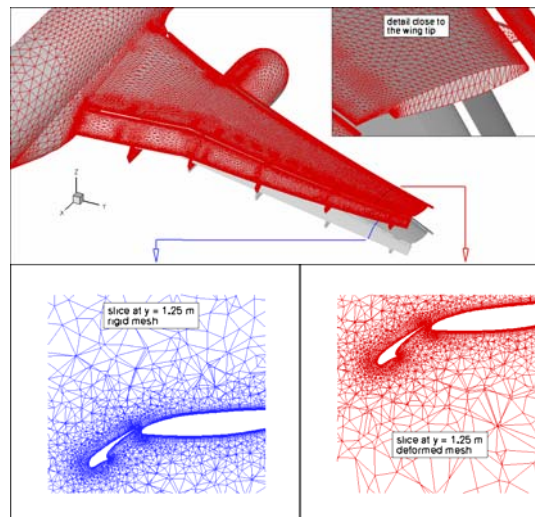


Bild 2: Details des undeformierten und deformierten hybriden Gitters der DLR-F11 Konfiguration

Weiteres Vorgehen:

Folgende Aktivitäten sind bis zum Termin der STAB-Tagung 2008 geplant: Die oben beschriebene Netzdeformation wird in die TAU-Netzdeformation integriert und parallelisiert. Sie hat das Potenzial, auch bei Verwendung sehr vieler Prozessoren sehr gut zu skalieren. Die Methode wird eingesetzt werden, um eine Hochauftriebskonfiguration im Windkanal zu simulieren. Weiterhin wird der Einsatz der Methode zur Vorgabe von Steuerflächenausschlägen angewendet. Die Vorteile der Netdeformation unter Verwendung radialer Basisfunktionen gegenüber anderen Methoden, aber auch die Grenzen sollen herausgearbeitet werden.

Literatur:

- [1] Gerhold, T.: "Efficient Algorithms for Mesh, Deformation", Proceedings of the ODAS Symposium Toulouse, 2006
- [2] Hounjet, M.H.L. Meijer, J. J.: "Evaluation of Elastomechanical and Aerodynamic Data Transfer Methods for Non-Planar Configurations", in Computational Aeroelastic Analysis, ICAS-publication, pp. 10.1-10.25, 1994
- [3] R. Heinrich, J. Wild, T. Streit, B. Nagel: „Steady Fluid-Structure Coupling for Transport Aircraft“, DGLR-Tagung 2006 in Braunschweig, Germany
- [4] R. Heinrich: "Development and Application of TAU-ANSYS Coupling Procedure", MEGADESIGN Abschlusspräsentation, 23-24. Mai 2007, wird als Beitrag in "Notes on Numerical Fluid Mechanics" erscheinen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Heinrich

Institution: DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38198 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2833

Telefax: 0531/295-2914

E-Mail: ralf.heinrich@dlr.de

weitere Partner: Frank Spiering, Andreas Michler

Thema: Kopplung des TAU-Codes mit einem sechs Freiheitsgrad Flugmechanik Modul zur zeitgenauen Simulation von Manövern

Ausgangssituation:

Zur Simulation des Manövers eines Fluggerätes ist die simultane Lösung der aerodynamischen und flugmechanischen Gleichungen erforderlich. Dies kann beispielsweise durch eine geeignete Kopplung eines CFD Simulationsverfahrens mit einem Sechs Freiheitsgrad Flugmechanik Modul geschehen. Letztgenanntes ermittelt die Translation und Rotation eines Fluggerätes in Folge der äußeren aerodynamischen, der Gewichts- und Schubkräfte. Weiterhin ist die Berücksichtigung der Bewegung der Steuerflächen eines Fluggerätes eine unbedingt notwendige Voraussetzung.

Ziel:

Der vom DLR entwickelte Strömungslöser TAU [1] soll mit einem neu entwickelten sechs Freiheitsgrad Flugmechanik Modul gekoppelt werden. Zur Simulation der bewegten Steuerflächen sind geeignete Strategien zu entwickeln. Ziel ist die zeitgenaue Simulation eines Manövers, bei dem alle sechs Freiheitsgrade zu berücksichtigen sind.

Lösungsweg:

Zur Berechnung der Flugbahn eines Fluggerätes ist ein Sechs Freiheitsgrad Flugmechanik Modul in Anlehnung an [2] entwickelt worden. Zur Verifizierung des implementierten Moduls wurden verschiedene analytische Lösungen nachgerechnet, wie beispielsweise die Wurfparabel. Die hier nicht dargestellten Ergebnisse zeigen eine sehr gute Übereinstimmung der analytischen und numerischen Lösungen.

Für die Simulation instationärer Vorgänge wird im TAU-Code üblicherweise eine implizite Zeitdiskretisierung verwendet (duale Zeitschritt Methode), um Stabilitätsproblemen aus dem Weg zu gehen. Diese Vorgehensweise wurde auch für das neue Flugmechanik Modul gewählt. Die Kopplung der beiden Verfahren erfolgt iterativ.

Zur Simulation der bewegten Steuerflächen sind neue Strategien entwickelt worden. Es wird eine Kombination der Chimera-Technik und der Interpolation zwischen vorgenerierten Netzen / Netzdeformation verwendet. Hier werden für z.B. fünf Ausschlagwinkel einer Klappe Gitter vorgeneriert (-20° , -10° , 0° , 10° , 20°). Für alle Winkel dazwischen lassen sich entsprechende Netze interpolieren. Bild 1 zeigt links Ausschnitte von zwei vorgenerierten Gittern (10° und 20° Ausschlagwinkel). Bei dem Gitter links in der Mitte handelt es sich um ein interpoliertes Gitter. Um den Spaltbereich des Gitters zu berücksichtigen, ist ein zusätzlicher Block unter Verwendung der Chimera-Technik eingefügt worden (grün).

Bild 1 rechts zeigt ein Beispiel für die Übertragung in die dritte Dimension. Dargestellt ist das Gitter eines Höhenleitwerkes (ohne Spalt in Strömungsrichtung). Hier wurde ein Gitter für den inneren Bereich des Leitwerkes und eines für den äußeren Bereich des Leitwerkes generiert. Im Bereich des Spaltes (in Spannweitenrichtung gesehen) überlappen die Gitter.

Ergebnis:

Bild 2 zeigt erste Ergebnisse für eine gekoppelte Simulation mit drei flugmechanischen Freiheitsgraden (2 Translations- und ein Rotationsfreiheitsgrad (Nicken)). Die Konfiguration besteht aus Flügel und Höhenleitwerk mit Höhenruder. Ausgehend von der getrimmten Konfiguration für den horizontalen Geradeausflug wird das Ruder am Höhenleitwerk um 5° ausgeschlagen, dann um -5° und schließlich wieder zurück auf 0° . Der zeitliche Verlauf für den Ruderwinkel ist in Bild 2a dargestellt. Bild 2b zeigt als Antwort der generischen

Konfigurationen den Anstellwinkel. Es zeigt sich, wie erwartet, eine gedämpfte Schwingung des Anstellwinkels. Die Ausgangslage von 2° wird wieder erreicht.

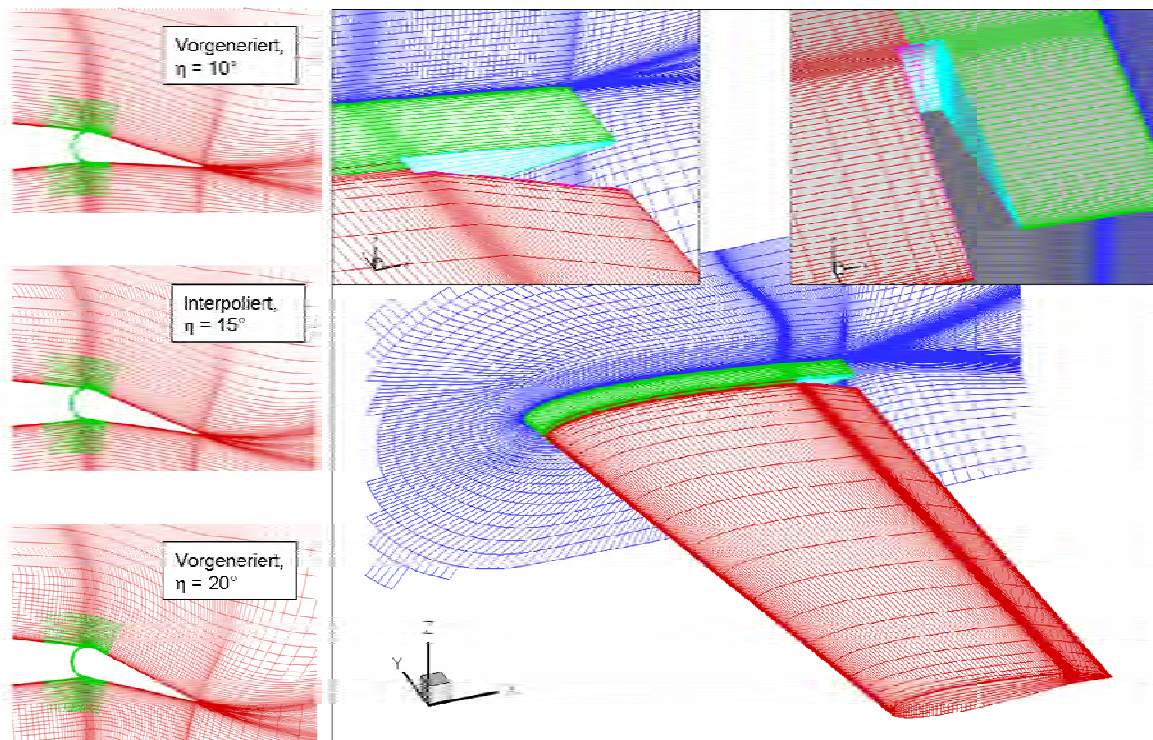


Bild 1) Links: Oben und unten dargestellt sind vorgenerierte Gitter exemplarisch für die zwei Ausschlagwinkel 10° und 20° . In der Mitte dargestellt ist ein für den Ausschlagwinkel von 15° interpoliertes Gitter. Rechts: Um 10° ausgeschlagenes Höhenruder.

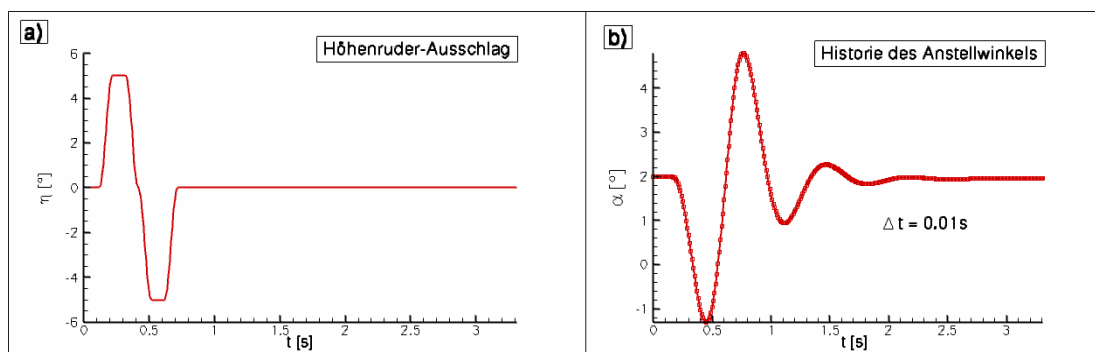


Bild 2) a) Historie des Ausschlages des Höhenruders für eine generische Konfiguration
b) Resultierende Antwort der generischen Konfiguration (zeitliche Historie des Anstellwinkels).

Literatur:

- [1] Schwamborn, T. Gerhold, R. Heinrich: *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
- [2] S. M. Murman, M. J. Aftosmis, M. J. Berger: „*Simulations of a 6-DOF Motion with a Cartesian Method*“, AIAA-Paper 2003-1246, 2003

weiteres Vorgehen:

Bis zur STAB-Tagung 2008 soll die Kopplung des TAU-Codes mit dem Flugmechanik Modul an weiteren Testfällen verifiziert und validiert werden. Weiterhin soll ein Manöver eines generischen Flugzeuges mit sechs Bewegungsfreiheitsgraden zeitgenau simuliert werden.

Datum: 15. Juli 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation kompressibler Strömungen

Ansprechpartner: Viktor Hermes, Igor Klioutchnikov, Herbert Olivier

Institution: Stoßwellenlabor, RWTH-Aachen

Adresse: Templergraben 55
52062 Aachen

Telefon: 0241/80-27549
Telefax: 0241/80-22175
e-mail: hermes@swl.rwth-aachen.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Simulation stromauf laufender Druckwellen in transsonischer Profilumströmung

Ausgangssituation:

In der transsonischen Strömung um das superkritische BAC 3-11 Profil werden stromauf laufende Druckwellen beobachtet. Diese entstehen im hinteren Teil des Profils und breiten sich entgegen der Hauptströmungsrichtung aus. Dabei wechselwirken sie mit der Grenzschicht und den Rekompessionsgebieten am Profil. Eine Beeinflussung des Transitionsprozesses durch stromauf laufende Druckwellen wird erwartet.

Ziel:

Das Ziel der Untersuchungen besteht einerseits im besseren Verständnis der Entstehungsmechanismen der stromauf laufenden Wellen und deren Wechselwirkung miteinander sowie mit den Rekompessionsgebieten, andererseits in der Quantifizierung des Einflusses der Druckwellen auf den natürlichen Transitionsprozess.

Lösungsweg:

Die Untersuchungen der Wellenphänomene im Transschall werden experimentell wie numerisch durchgeführt und ergänzen sich in ihrer physikalischen Aussage. Der Schwerpunkt dieser Arbeit bildet die numerische Simulation der transsonischen Profilströmung mit stromauf laufenden Druckwellen. Die Druckwellen besitzen eine geringe Amplitude und breiten sich über Entfernungen von etwa einer Profiltiefe aus. Um diese genau zu simulieren ist ein numerisches Verfahren notwendig, dass eine möglichst geringe numerische Dissipation besitzt. Parallel zu Druckwellen geringer Amplitude werden in der transsonischen Profilumströmung große Gradienten wie Verdichtungsstöße beobachtet, die besondere Lösungsalgorithmen fordern um unphysikalische Oszillationen in Stoßnähe zu vermeiden.

Zur numerischen Simulation der Profilumströmung wird ein explizites Finite-Differenzen Verfahren hoher Ordnung (räumlich 9, zeitlich 3) verwendet, das die erforderlichen Eigenschaften aufweist. Die reibungsfreien Flüsse werden auf Basis eines WENO-Schemas (weighted essentially non-oscillatory), das einen adaptiven Stencil mit upwind Eigenschaften verwendet, berechnet. Die viskosen Flüsse werden mittels zentraler Differenzen hoher Ordnung diskretisiert. Die explizite zeitliche Integration erfolgt mittels eines expliziten, low-storage, TVD (total variation diminishing) Runge-Kutta Schemas dritter Ordnung. Das verwendete Gitter für die zweidimensionalen Simulationen besteht aus 1280x129 Gitterpunkten. Für die dreidimensionale Simulation ist dieses Gitter mit 120 Punkten in Spannweitenrichtung extrudiert. Der Löser ist mittels MPI (message passing interface) parallelisiert. Eine nahezu lineare Skalierbarkeit bis zu 8.192 Prozessoren ist auf dem JUGENE Superrechner des Forschungszentrums Jülich nachgewiesen.

STAB

Ergebnis:

Aufgrund der limitierten Rechenzeit sind vorwiegend Simulationen der zweidimensionalen transsonischen Profilumströmung durchgeführt worden. Wirbelbildung, die auf laminar-turbulenten Übergang der Grenzschicht hinweist, wurde am hinteren Teil des Profils und in der profiltypischen Delle an der Profilunterseite nahe der Vorderkante festgestellt (s. Bild 1). Die einzelnen Wirbel werden in der Grenzschicht stromab transportiert und wechselwirken miteinander und mit der Hinterkante im Nachlauf. Die Nachlauffluktuationsen verursachen dann stromauf laufende Druckwellen. Bei starken Verdichtungsstößen wird eine Wirbel/Stoß Interaktion beobachtet, die in Stoßnähe stromauf laufende Druckwellen erzeugt. Zur Untersuchung des Einflusses der Anströmparameter wie Mach-, Reynoldszahl und Anstellwinkel wurden diese in numerischen Simulationen der zweidimensionalen Profilumströmung systematisch variiert. Der Einfluss der Reynoldszahl auf die Wellenentstehung und Interaktion mit der Hauptströmung ist für eine größtenteils anliegende Grenzschicht vernachlässigbar. Die Wellengeschwindigkeit relativ zum Profil ist sehr stark von der Machzahl und dem Anstellwinkel abhängig. Die Wellengeschwindigkeit relativ zur Strömung ist jedoch konstant und etwas höher als die lokale Schallgeschwindigkeit.

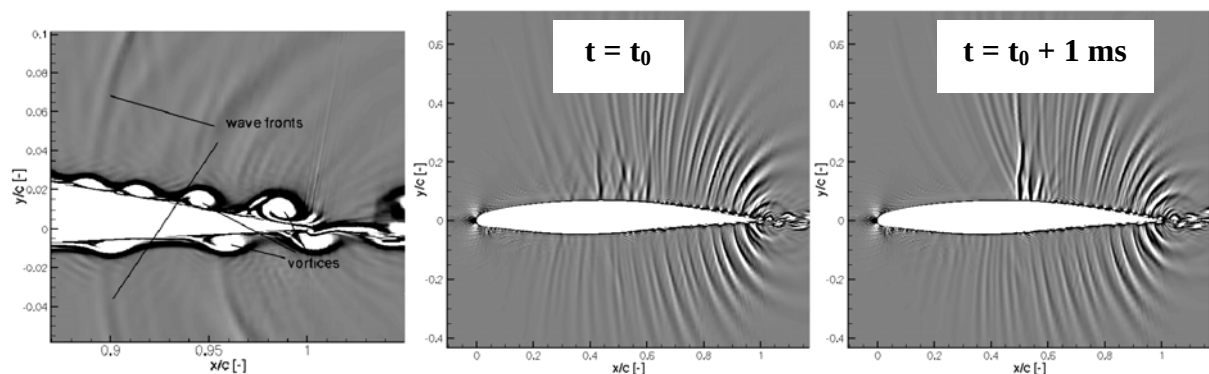


Bild 1. Numerisch erzeugte Schattenaufnahmen: $Ma_\infty = 0,71$, $Re_c = 3,1 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$.

Literatur:

- [1] Hermes V., Klioutchnikov I., Alshabu A., Olivier H.: Numerical Investigation of Upstream Moving Wave Phenomenon in Unsteady Transonic Airfoil Flow. CEAS 2007 Conference Proceedings, Sep. 2007
- [2] Hermes V., Klioutchnikov I., Alshabu A., Olivier H.: Investigation of Unsteady Transonic Airfoil Flow, AIAA Paper 2008-0627, 2008
- [3] Klioutchnikov I., Ballmann J., Hermes V., Alshabu A., Olivier H.: Unsteady Transonic Airfoil Flow Simulations using High-Order WENO Schemes. Hyperbolic Problems: Theory, Numerics, Applications: 617-624, Benzoni-Gavage S., Serre D. (Eds.), Springer Verlag, ISBN: 978-3-540-75711-5, 2008

weiteres Vorgehen:

Bei den bisherigen Untersuchungen sind stromauf laufende Druckwellen für einen großen Bereich von Anströmparametern (Machzahl, Reynoldszahl, Anstellwinkel) beobachtet worden. Um eine zuverlässige Aussage zum Einfluss der Wellen auf die Transition zu erhalten, ist ein Referenzfall ohne Druckwellen notwendig. Dies soll durch eine hochaufgelöste numerische Simulation der Strömung um die obere Hälfte des Profils (als gekrümmte Platte) realisiert werden. Es wird erwartet, dass unter diesen Bedingungen keine natürlichen Druckwellen entstehen. Im späteren Verlauf der Simulation werden die stromauf laufenden Druckwellen an der Hinterkante künstlich erzeugt und die Unterschiede in der Transitions- und Turbulenzentwicklung analysiert.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Eike Hylla, Octavian Frederich, Frank Thiele

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

Adresse: Müller-Breslau-Str. 10, 10623 Berlin

Telefon: 030 314 24415

Telefax: 030 314 25405

e-mail: eike.hylla@cf.d.tu-berlin.de

weitere Partner:

Thema: **Verwendung der Immersed Boundary Methode zur Simulation
inkompressibler Strömungen in komplexen und bewegten Geometrien**

Ausgangssituation:

Die Generierung strukturierter körperangepasster Simulationsgitter ist meist zeitaufwendig und kann für komplexe Berandungen ein nur schwer lösbares Problem darstellen. Die Berücksichtigung zeitlich veränderlicher Geometrien kann bei körperangepassten Gittern durch Gitterdeformationsalgorithmen realisiert werden, welche bei großen Auslenkungen oder Deformationen der Berandung jedoch an ihre Grenzen stoßen. Die Immersed Boundary Methode (IBM) [1] ist ein numerischer Ansatz, mit dem diese Problematiken umgangen werden können. Statt eines körperangepassten Gitters werden hierbei zwei unterschiedliche Simulationsgitter verwendet: Die Berandung der um- oder durchströmten Geometrie wird durch ein Oberflächengitter repräsentiert, welches in ein vorzugsweise kartesisches Rechengitter *hineingetaucht* wird. Kernpunkt der IBM ist die Behandlung der Randbedingungen am Oberflächengitter im numerischen Simulationsverfahren.

Ziel:

Das Ziel ist es, die IBM in einen bestehenden Strömungslöser zu integrieren. Um die Korrektheit der simulierten Ergebnisse zu bestätigen, wird der erweiterte Strömungslöser ausgiebig validiert. Im Anschluss soll der Code anwendbar sein auf praxisrelevante Konfigurationen mit komplexen und bewegten Geometrien.

Lösungsweg:

Die IBM soll in Form einer modifizierten Ghost-Cell-Methode [2] zur Behandlung der Randbedingungen in den am Fachgebiet *Numerische Methoden der Thermofluidodynamik* der TU Berlin entwickelten Strömungslöser ELAN3D implementiert werden. Als Ghost-Cells werden diejenigen Zellen des Rechengitters bezeichnet, die bedingt durch das Oberflächengitter, außerhalb des Strömungsgebietes liegen aber an dieses grenzen (**Abb. 1a**). Diese Zellen werden bei der Simulation berücksichtigt und durch Interpolation gezielt ausgenutzt, um am Oberflächengitter eine gewünschte Randbedingung zu erfüllen (**Abb. 1b**). Das dreidimensionale kartesische Rechengitter darf isotrope Verfeinerungen in Form hängender Knotenelemente aufweisen, weshalb eine unstrukturierte Datenhaltung gewählt wird. Das Oberflächengitter besteht aus Dreieckselementen, welche separat vom Rechengitter, ebenfalls unstrukturiert gespeichert werden.

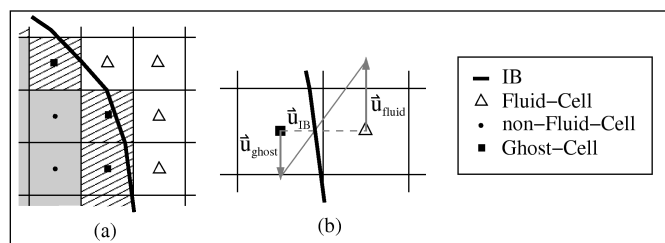


Abb. 1 (a) Ghost-Cell Ansatz, (b) Interpolation der Geschwindigkeiten am Oberflächengitter

Vor der eigentlichen Simulation muss das Rechengebiet identifiziert und in Strömungs- und nicht-Strömungsgebiete unterteilt werden. Dabei werden zunächst diejenigen Zellflächen ausfindig gemacht, die solche Zellen benachbarn, die durch einen Teil des Oberflächengitters voneinander getrennt werden. Anschließend wird das gesamte Rechengebiet mittels eines s.g. *Painters* markiert, wobei dieser im Strömungsgebiet den Wert 1 und außerhalb den Wert 0 erhält. Durch Immersed Boundaries (IB's) sind derzeit Einstrom-, Ausstrom- und Wandrandbedingungen implementiert, wobei die Wandberandung die wichtigste darstellt. Um diese zu erfüllen, werden die Geschwindigkeiten in einer Raumrichtung linear interpoliert (**Abb. 1b**). Der Geschwindigkeitsgradient wird wandnormal korrigiert und der Fluss über betroffene Zellflächen wandparallel ausgerichtet. Der Druck wird linear auf das Oberflächengitter extrapoliert. An den Außenflächen des Rechengitters können weiterhin Randbedingungen durch konventionelle Weise aufgeprägt werden.

Die unstrukturierte Datenhaltung hat zur Folge, dass die Koeffizientenmatrix des zu lösenden Gleichungssystems keine bandartige Struktur besitzt. Der ursprüngliche auf Bandmatrizen basierende Löser des ELAN3D Codes wird daher durch einen leistungsfähigen für beliebige Matrizen geeigneten BiCGSTAB Löser ersetzt.

Ergebnis:

Nach der Implementierung der wesentlichen Bestandteile der IBM wird der neu entstandene Strömungslöser anhand unterschiedlicher, aufgrund noch ausstehender Anpassung der Turbulenzmodelle laminarer, Strömungsfälle validiert:

- entwickelnde laminare Kanalströmung
- laminare stationäre und instationäre Zylinderumströmung
- laminare Umströmung eines oszillierenden Quaders (**Abb. 2**)

Durch die Möglichkeiten Randbedingungen sowohl am Rechengitter als an den IB's zu erfüllen, ergeben sich für die genannten Testfälle eine Vielzahl an Konfigurationen und Sonderfällen. Insbesondere werden unterschiedlich verfeinerter Rechengitter und der Einfluss der relativen Lage des Oberflächen- zum Rechengitter untersucht.

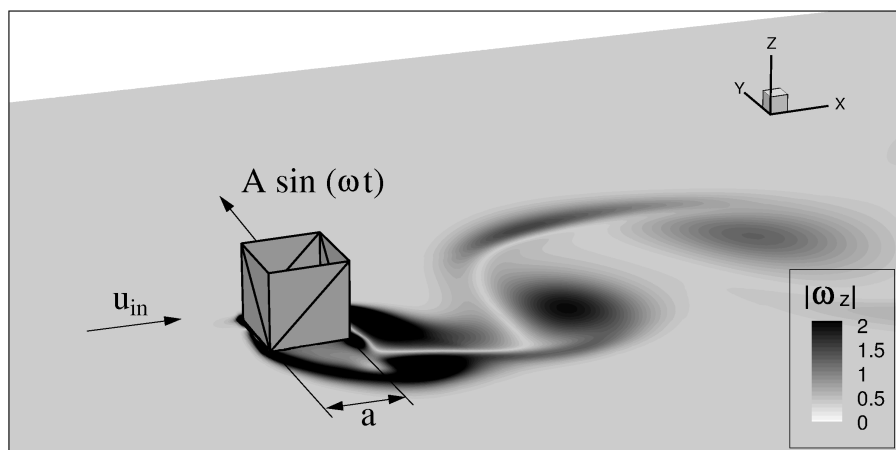


Abb. 2 Normal zur Anströmung oszillierender Quader, dessen Berandung in Form von 8 Dreiecken als Immersed Boundary ausgeführt ist.
 $Re = 200$, $A/a = 1$, $\omega/\omega_0 = 0.72$

Literatur:

- [1] Mittal, R. and G. Iaccarino: *Immersed boundary methods*. Annual Review of Fluid Mechanics, 37:239-261, 2005.
- [2] Tseng, Y. and J. H. Ferziger: *A ghost-cell immersed boundary method for flow in complex geometry*. Journal of Computational Physics, 192(2):593-623, 2003.

weiteres Vorgehen:

In absehbarer Zukunft soll der Strömungslöser zur Simulation der Luftströmungen im Tracheobronchialbaum der menschlichen Lunge angewendet werden. Zusätzlich ist die Anpassung des Wilcox $k-\omega$ Turbulenzmodells vorgesehen und die Erweiterung um eine adaptive Anpassung des Rechengitters für bewegte Oberflächengitter.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Harald Klimach, Sabine Roller

Institution: Höchstleistungsrechenzentrum Stuttgart (HLRS), Universität Stuttgart

Adresse: Nobelstraße 19
70569 Stuttgart

Telefon: 0711/685-60300

Telefax:

e-mail : klimach@hlrs.de

weitere Partner: Höchstleistungsrechenzentrum Stuttgart (HLRS)

Thema:

Kopplung heterogener aeroakustischer Simulationen

Ausgangssituation:

Die direkte Simulation einer kompressiblen Strömung und ihres erzeugten Schalls in einer wechselwirkenden Rechnung stellt ein Mehrskalenproblem dar, dass nur schwer mit einer einzelnen numerischen Methode berechnet werden kann.

Ziel:

Möglichst realistische Simulation des erzeugten Schallfeldes einer kompressiblen Strömung. Konkret soll eine Überschalleinspritzdüse berechnet werden, unter Berücksichtigung der physikalischen Effekte von der Grenzschicht über den Freistrahle bis zur Schallausbreitung in das Fernfeld.

Lösungsweg:

Um die verschiedenen Skalen des Problems effizient auflösen zu können, wird ein Kopplungsalgorithmus verwendet, der die Kopplung von Gebieten mit unterschiedlicher Auflösung und Zeitschritten, verschiedenen Verfahren und Gleichungssystemen erlaubt [1]. Dazu müssen die einzelnen Gebiete, mit ihren jeweiligen Eigenschaften und Anforderungen identifiziert werden und eine entsprechende Zerlegung vorgenommen werden.

Die entstehenden Teilprobleme sind noch immer so groß, dass ihre effiziente Berechnung gewährleistet sein muss, um mit dem Rechenaufwand fertig werden zu können.

Aufgrund der Heterogenität der beteiligten Gebiete, ergeben sich unterschiedliche Anforderungen an die Implementierung und Rechenarchitektur.

Die Simulation wird deshalb parallel auf verschiedenen Hochleistungsrechnern ausgeführt. Jeder Teil wird dabei so zugeordnet, dass er möglichst effizient auf der jeweiligen Architektur berechnet werden kann.

Zur Parallelisierung wird MPI verwendet und um verschiedene Hochleistungsrechner miteinander zu koppeln kommt PACX-MPI zum Einsatz [2].

Um die komplexe Geometrie der realen Gasdüse zu approximieren wird ein unstrukturiertes Gitter verwendet, auf dem diskontinuierliche Galerkin Elemente [3] zum Einsatz kommen.

Weiter außen werden Finite Volumen Zellen auf einem kartesischen Gitter mit WENO Rekonstruktion verwendet.

STAB

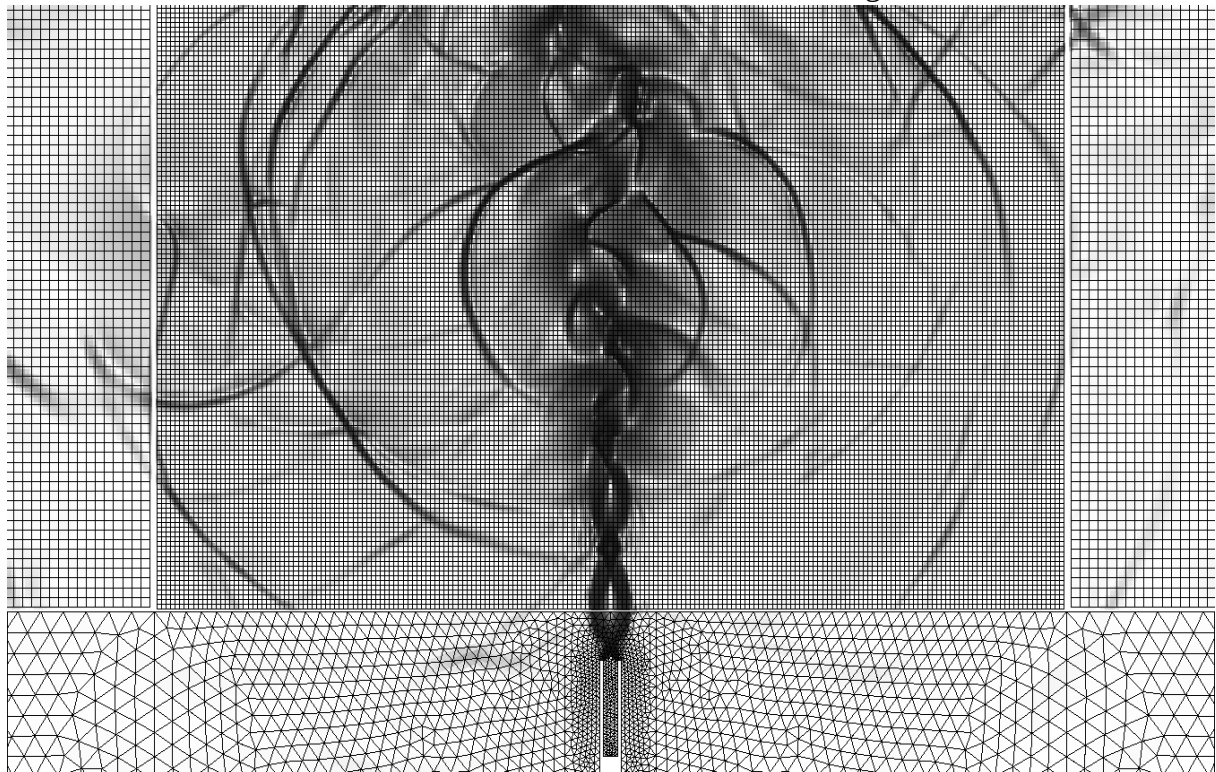
Ergebnis:

Durch die Aufteilung des Problems in Teilgebiete mit ihren unterschiedlichen Skalen und Eigenschaften wird die Simulation unter Berücksichtigung mehrerer Effekte möglich, die sonst nur jeweils einzeln zu simulieren wären.

Darüberhinaus wird es durch die Gebietszerlegung möglich jeden Teil auf einer Architektur zu berechnen, die jeweils am effizientesten dazu geeignet ist.

So lassen sich Finite Differenzen hoher Ordnung auf einem kartesischen Gitter mit 87 % der Peakperformance von einer NEC-SX8 Vektor CPU berechnen, während die diskontinuierlichen Galerkin Elemente weniger als 1 % dieser Leistung auf der gleichen CPU erreichen, während sie auf einem üblichen skalaren Prozessor der x86 Architektur über 10% der Peakperformance erreichen können.

Die Simulation eines realistischen 3D Problems verschlingt allerdings auch mit einer optimalen Aufteilung noch enorme Rechenleistungen. Für die unstrukturierte Diskretisierung um die Düse werden etwa 15 Millionen Elemente benötigt. Für das strukturierte Gebiet um das unstrukturierte herum werden bereits 1 Milliarde Zellen benötigt.



Aufteilung der Simulation einer Gaseinspritzdüse in Gebiete mit unterschiedlichen Eigenschaften.

Literatur:

[1] J. Utzmann, T. Schwartzkopf, M. Dumbser und C.-D. Munz: „Heterogeneous domain decomposition for computational aeroacoustics“. AIAA Journal, Vol. 44(10), 2231-2250, 2006

[2] T. Beisel, E. Gabriel und M. Resch: „An Extension to MPI for Distributed Computing on MPPs“. PVM/MPI, 75-82, 1997.

[3] Jan S. Hesthaven und Tim Warburton. Nodal Discontinuous Galerkin Methods: Algorithms, Analysis and Applications. Springer, December 2007.

weiteres Vorgehen:

Insbesondere die bessere Lastbalanzierung zwischen den verschiedenen Maschinen wird notwendig für weitere und große Anwendungen des Verfahrens.

Datum:30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Tobias Knopp

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: Höherwertige Wandfunktionen basierend auf den 1D-Grenzschichtgleichungen für wandparallele Geschwindigkeitskomponente und Turbulenzgrößen

Die Integration der RANS-Gleichungen bis an die Wand bei sogenannten low-Reynoldszahl Turbulenzmodellen, z.B. Spalart-Allmaras Modell (SA-Model) oder $k-\omega$ Turbulenzmodell, erfordert die Verwendung von Gittern mit Wandabstand des ersten wandnahen Punktes von $y^+(1)=1$. Diese Bedingung impliziert eine große Anzahl von Netzpunkten im wandnahen Bereich, erhöht die numerische Steifigkeit und verschlechtert somit das Konvergenzverhalten. Ausserdem wird dadurch die Netzgenerierung bei komplexen Geometrien erschwert. RANS-Turbulenzmodell spezifische Wandfunktionen erlauben adäquate Strömungslösungen auf Netzen mit deutlich größeren $y^+(1)$ -Werten, vgl. Kalitzin et al. (2005), Knopp et al. (2006).

Ausgangssituation: RANS-Turbulenzmodell spezifische universelle Wandfunktionen erlauben es, auf Gittern mit $y^+(1)=10$ Lösungen zu erzielen, die in sehr guter Übereinstimmung mit der entsprechenden low-Reynoldslösung auf einem Netz mit $y^+(1)=1$ sind, auch für Strömungen mit Ablösung im Hochauftrieb und Dynamik Stall. Allerdings zeigt sich eine deutliche Beschleunigung des Strömungslösers erst auf Gittern mit $y^+(1)>50$. In Strömungsregionen mit großem Druckgradient weicht für solch grosse y^+ -Werte die wandnahe Lösung von SA bzw. $k-\omega$ Modellen deutlich von der den universellen Wandfunktionen zugrundeliegenden universellen Lösung ab. In der Literatur existierende höherwertige Wandfunktionen berücksichtigen entweder nur den Druckgradiententerm, z.B. Shih et al. (1999), oder basieren auf einer numerischen Integration der 2D-Grenzschichtgleichungen, z.B. Craft et al. (2001), und benötigen zur exakten Bestimmung des konvektiven Terms Informationen von Nachbarzellen, die für unstrukturierte Strömungslöser nur mit erheblichem Aufwand bereit gestellt werden können.

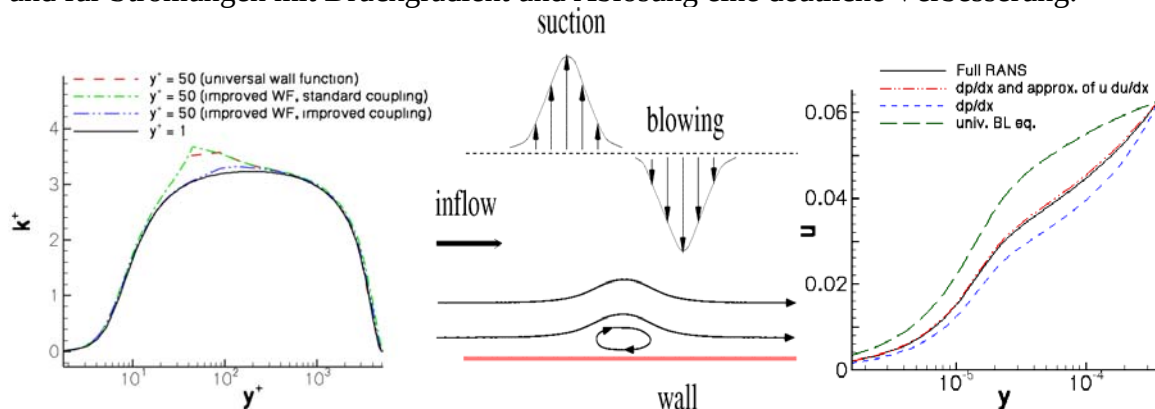
Ziel: Höherwertige Wandfunktionen, die Druckgradient und eine geeignete Approximation des konvektiven Terms berücksichtigen, sollen für Strömungen mit starkem Druckgradienten Lösungen auf Gittern mit $y^+(1)$ -Werten deutlich größer als 50 in guter Übereinstimmung mit der entsprechenden low-Re Lösung ermöglichen. Das zu entwickelnde Verfahren soll für jeden Wandknoten die eindimensionale Grenzschichtgleichung für wandtangente Geschwindigkeitskomponente und Turbulenzgrößen zwischen Wandknoten und erstem gebietsinneren Knoten in wandnormaler Richtung auf einem eingebetteten Sub-Gitter integrieren. Das Verfahren soll genutzt werden für den unstrukturierten Strömungslöser TAU und Anwendungen für komplexe Geometrien erlauben.

Lösungsweg:

Zunächst wurde für die Lösungen von SA und $k-\omega$ Modell für Strömungen mit druckinduzierter Ablösung eine Untersuchung der Größenordnung der Terme der eindimensionalen Grenzschichtgleichung für die wandtangente Geschwindigkeitskomponente vorgenommen. Es zeigt sich, dass der konvektive Term der Strömungsbeschleunigung in Strömungsrichtung von vergleichbarer Größe wie der Druckgradiententerm ist für Wandabstände etwa $y^+>30$. Die verbleibenden Terme sind von vernachlässigbarem Einfluss. Für den konvektiven Term wird eine Approximation entwickelt, die nur Werte am Wandknoten und am ersten gebietsinneren Knoten verwendet. Dann wurde ein Finite-

Elemente Verfahren implementiert, dass für jeden Wandknoten die eindimensionale Grenzschichtgleichung für wandtangente Geschwindigkeitskomponente und Turbulenzgrößen zwischen Wandknoten und erstem gebietsinneren Knoten in wandnormaler Richtung integriert. Dieses Verfahren wurde in die entsprechenden Wandbehandlungsroutinen des Finite-Volumen (FV) Strömungslösers DLR TAU Code eingebracht. Es zeigte sich für Strömungen ohne Druckgradient, dass die Güte der Lösung wesentlich durch die mathematische Kopplung zwischen 1D-Grenzschichtgleichung und 3D FV-Verfahren bestimmt wird. Die Turbulenzgrößen werden mittels Neumann-Dirichlet Methode gekoppelt. Zur Berechnung der Produktionsterme und der viskosen Flüsse in der wandnahen groben Zelle des FV-Verfahrens wird die Subgitter-Lösung der 1D-Grenzschichtgleichung verwendet, um die numerischen Fehler zu reduzieren.

Ergebnis: A-priori Tests basierend auf einer numerischen Integration der 1D-Grenzschichtgleichung unter Verwendung der exakten Terme aus der vollen RANS Lösung zeigen eine deutliche Verbesserung gegenüber universellen Wandfunktionen sowohl im Bereich des negativen Druckgradienten als auch im Bereich der abgelösten Strömung und des Wiederanlegens. Die Anwendung der höherwertigen Wandfunktionen in TAU liefert für Strömungen ohne Druckgradient Vorhersagen nahe denen mit universellen Wandfunktionen und für Strömungen mit Druckgradient und Ablösung eine deutliche Verbesserung.



Links: Vergleich universelle und höherwertige Wandfunktionen für turbulente Grenzschicht ohne Druckgradient. Mitte: Turbulente Strömung über eine ebene Platte bei $Re_L = 3.6 \times 10^7$ mit druckinduzierter Strömungablösung durch Einblasen und Absaugen am Fernfeldrand nach Kalitzin et al. (2005), Skizze der Strömung. Rechts: Vergleich der numerischen Integration verschiedener Approximationen der 1D-Grenzschichtgleichung im Bereich des starken negativen Druckgradienten für das Spalart-Allmaras Modell. Dabei wurden Druckgradient und konvektive Terme aus der vollen RANS Lösung verwendet. Der Matching-Knoten liegt bei $y^+ = 350$.

Literatur:

Kalitzin et al. (2005): Kalitzin, G., Medic, G., Iaccarino, G., Durbin, P., Near-wall behaviour of RANS turbulence models and implications for wall functions. *Journal of Computational Physics* 204, 265-291, 2005.

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.

Craft et al. (2001): Craft, T. J., Gant, S. E., Iacovides, H., Launder, B. E., Development and application of a new wall function for complex turbulent flows. In: *Proceedings of ECCOMAS Computational Fluid Dynamics Conference 2001*, Swansea, Wales, 2001.

Shih et al. (1999): Shih, T.-H., Povinelli, L. A., Lumley, J. L., A generalized wall function, NASA TM-1999-209398, 1999.

weiteres Vorgehen:

Zunächst sollen die höherwertigen Wandfunktionen auf die Simulation von Strömungen um Mehrelementprofile mittels RANS Turbulenzmodellen angewendet werden. Im nächsten Schritt soll das Modell als Wandmodell für DES eingesetzt werden.

Datum:

STAB

Vortragsanmeldung

für das 16. DGLR-Fach-Symposium der STAB vom 3.-4. Nov. 2008, RWTH Aachen

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: 0551-709 2557

Telefax: 0551-709 2416

e-mail: andreas.krumbein@dlr.de

weitere Partner: Dr. Géza Schrauf, Airbus, Bremen

Thema:

Automatic Transition Prediction for Three-Dimensional Aircraft Configurations using the DLR TAU Code

The unstructured/hybrid RANS solver *TAU* has been provided with a general transition prediction functionality which can be applied to general three-dimensional aircraft configurations. The developments and first technical validation steps were carried out at the Institute of Fluid Mechanics of the University of Braunschweig.

The *TAU* code 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 detects transition due to Tollmien-Schlichting or cross flow instabilities. The stability code, which applies the e^N -method for the determination of the transition points, uses a frequency estimator for the detection of the relevant regions of amplified disturbances for Tollmien-Schlichting instabilities and a wave length estimator for cross flow instabilities. This stability code can now be used instead of the e^N -database methods which have a more limited application range and which were applied usually in an automated process chain coupling a RANS solver and a transition prediction tool.

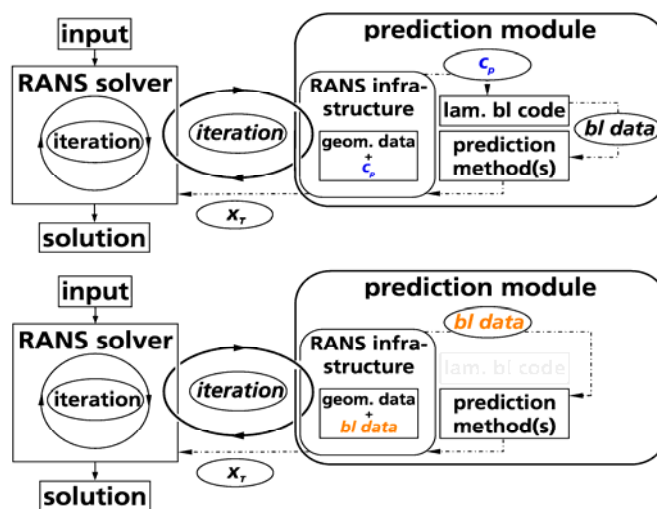


Fig. 1 Coupling structure of the RANS solver and the transition prediction module.

During the solution process of the RANS solver, the iteration is interrupted in certain intervals and the transition prediction is executed, depending on the approach to calculate the boundary-layer data, either along the contours of pre-selected wing sections through a wing or a wing-element, or along external streamlines. The stability code is applied to the boundary-layer data and performs the stability analysis with regard to Tollmien-Schlichting or cross flow instabilities. The determined transition lines are then projected onto the surface grid of the wing in a slightly under-relaxed manner and the RANS computation is continued. In so doing, the determination of the transition locations becomes an iteration process itself, Fig. 1.

A key issue of the application of the coupled system to 3D aircraft configurations of industrial relevance is the sensitivity of the system to the coupling parameters, for example, the values of the under-relaxation factors. Depending on the complexity of the geometry, the flow field and the setting of the control parameters of the

RANS solver, the setting of the coupling parameters has an influence on the convergence history of the transition locations. These dependencies must be known in order to provide a reliably working coupling structure which ensures a fully automatic RANS computation with integrated transition prediction without intervention of the code user.

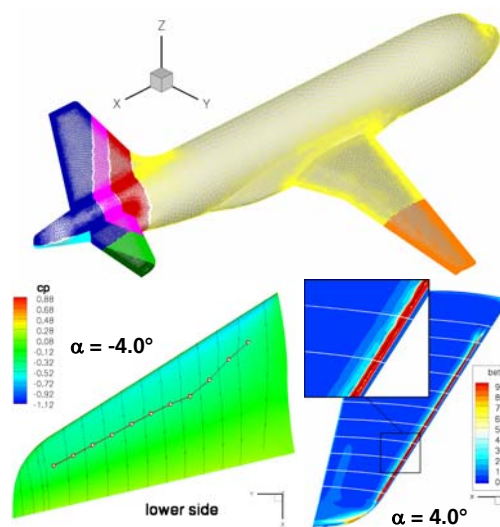


Fig.2 HTP transition line on lower side for $\alpha = -4^\circ$ (attached) and on upper side for $\alpha = 4^\circ$ (laminar separation bubble) for generic aircraft

First steps have been undertaken to investigate the system behaviour with respect to the coupling parameters when it is applied to 3D aircraft configurations or components of aircraft. Additionally, first validation works have been carried out for 3D configurations.

The main focus of this talk is the presentation and documentation of the experiences which were made and the validation results obtained for 3D configurations of different geometrical complexity, such as the horizontal tail plane of a generic full aircraft configuration, Fig.2, the transonic wing flow of a wing-body configuration, Fig. 3, or a wing-body high-lift configuration with full span slat and flap 3-element wing, Fig. 4.

Detailed validation investigations have been undertaken in predicting the transition for the fully 3D flow around a 6:1 prolate spheroid, which is a simple geometrical representation of an aircraft fuselage. For this configuration, transition is characterized to change from pure Tollmien-Schlichting transition to cross flow transition for different regions of the spheroid, Fig.5.

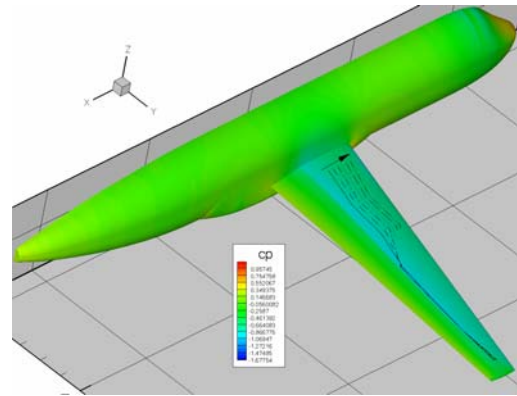


Fig. 3 Convergence history of the transition line on the wing upper side of a wing-body configuration in transonic flow.



Fig. 4 Laminar regions on the upper sides of all three wing elements of a wing-body high-lift configuration.

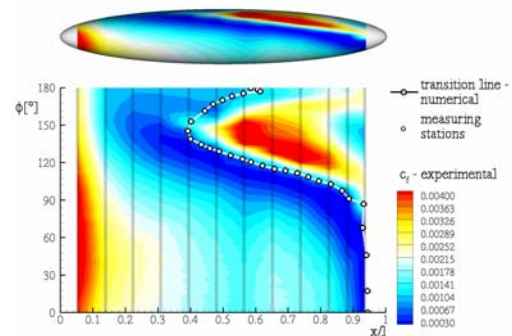


Fig. 5 Experimental skin friction distribution and corresponding predicted transition line for a prolate spheroid in subsonic flow.

References

- Krumbein, A.: "Automatic Transition Prediction for High-Lift Systems Using a Hybrid Flow Solver", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5, 2005, pp. 1150-1164
- Krimmelbein, N.; Radespiel, R.; Nebel, C.: "Numerical Aspects of Transition Prediction for Three-Dimensional Configurations", AIAA-2005-4764
- Krumbein, A.: "Navier-Stokes Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU code – A Sensitivity Study", *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design · Volume 92*, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V, Contributions to the 14th AG STAB/DGLR Symposium, Bremen, Germany 2004, pp. 192-199, Springer Verlag, Berlin-Heidelberg-New York, 2006
- Krumbein, A.: "Navier-Stokes High-Lift Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU Code", Abschlussstreffen des Common Research Project MIRACLE von DLR und ONERA, ONERA-Châtillon, 29. –30. Jan. 2007, Paris, Frankreich
- Krimmelbein, N.; Radespiel, R.: "Transition prediction for three-dimensional flows using parallel computation", submitted to *Computers & Fluids*, Elsevier, March 2007
- Krumbein, A.; Krimmelbein, N.: "Navier-Stokes High-Lift Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU Code", *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design · Volume 96*, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI, Contributions to the 15th STAB/DGLR Symposium, Darmstadt, Germany 2006, Editors: Cameron Tropea, Suad Jakirlic, Hans-Joachim Heinemann, Rolf Henke, Heinz Hönlinger, pp. 210-218, Springer Verlag, Berlin-Heidelberg-New York, 2007
- Krumbein, A.; Krimmelbein, N.; Schrauf, G.: "Application of a Hybrid Navier-Stokes Solver with Automatic Transition Prediction", AIAA-2007-4284
- Krumbein, A.; Krimmelbein, N.: "Automatic Transition Prediction for High-Lift Configurations using a Hybrid CFD Code", AIAA-2008-413

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. Markus. Lambert, Dr. Roland Kessler

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: +49 551 7092273
Telefax: +49 551 7092416
e-mail: Markus.Lambert@dlr.de
Roland.Kessler@dlr.de

weitere Partner: -

Thema: Radiation Heat Transfer in Mixed Convection Flows

Ausgangssituation:

Radiation heat transfer is an essential part of the total flow system in thermal driven flows. It has to be taken into account to get accurate flow predictions. Numerical simulations of industrial relevant applications necessitate a very large number of grid points due to complex geometries. This implies high requirements to the efficient use of memory and to the performance. Moreover, an efficient parallelization strategy for the numerical radiation heat transfer method is necessary. Most of the numerical studies [1]-[4] were focused on two dimensional problems of less complex geometries or natural convection problems due to interests of the basic effects of surface heat radiation on thermal driven flows.

Ziel:

The aim of the present work is to couple a numerical radiation heat transfer method with the the DLR THETA code, an unstructured incompressible Navier-Stokes-Solver, which supports convective heat transport, very large grids, high complex geometries and massive parallel computations. Most of the flows over heated surfaces like human bodies, installed wall lamps etc. in closed rooms or rooms with air conditioning like air-plane-, train- or car-cabins are unsteady. Due to this unsteadiness it is necessary couple the radiation module with the flow solver each time-step. The memory and cpu-time requirements of the radiation computations should not exceed that of the Navier-Stokes-Solver itself. Additionally, the radiation module have to be well parallelized and embedded in the parallelization concept of the DLR THETA code.

Lösungsweg:

We choose the Discrete Transfer Radiation Method (DTRM) for the simulation of the surface to surface radiation heat transfer. It is alike the well known Radiation Simulation Monte Carlo Method based on the transfer of independent radiative energy particles, which are emitted from each surface point in the computational domain, but it uses only a finite number of fixed directions. The boundary surfaces of the computational grid which are located in that directions can be found in an preprocessing step and stored in an list. During the simulation we can directly transfer the radiative energy from surface to surface without tracing the trajectory of the energy particles.

STAB

For parallel computations the DLR THETA code uses an domain decomposition approach, so we make a domain decomposition of the surface to surface lists in the preprocessing step too. Then each processor have a list of all boundary surfaces which can be reached from a boundary surface of its own domain. During the simulation we compute the DTRM step locally on each processor and then exchange the data in one communication step to avoid performance reduction due to communication. For very large grids these lists can be very long. Therefore, we are restricted in the number of discrete directions we can choose for the DTRM. In order to reduce the statistical errors a smoothing algorithm is used for the radiative energy distribution on the boundary surface. This method leads to accurate and smooth heat flux distributions even for a small number of discrete directions. In the upper mentioned preprocessing we use a very efficient ray-tracer algorithm which is based on an element-to-element list which afford us to avoid element searches.

Ergebnis:

We simulate 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 a air supply over almost the complete length of the wall over the bottom of the western wall. In the middle of the room a cylinder is placed with height 75cm and an diameter of 30 cm, which is heated from inside with 100 Watt. We had a supply air flow rate of 300 m³/h.

Figures 1-2 show the results of the velocity distribution with and without radiation heat transfer. One can see that the plume over the cylinder have lower velocity in the radiation heat transfer case due to the additional transport of heat via the radiation.

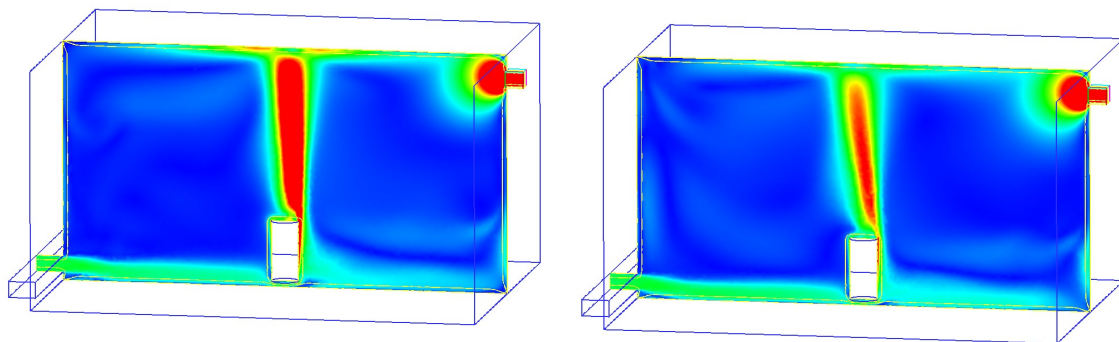


Fig. 1: Flow without radiation heat transfer

Fig. 2: Flow with radiation heat transfer

Literatur:

- [1] C Balaji, SP Venkateshan, *Interaction of surface radiation with free convection in a square cavity*, International Journal of Heat and Fluid Flow, 14(3) pp. 260-267 1993
- [2] C Balaji, SP Venkateshan, *Correlations for free convection and surface radiation in a square cavity*, International Journal of Heat and Fluid Flow, 15(3) pp. 249-251 1994
- [3] A Bahlaoui, A Raji, M Hasnaoui, *Multiple steady state solutions resulting from coupling between mixed convection and radiation in an inclined channel*, Heat and Mass Transfer, Volume 41, Issue 10, pp.899-908 2005
- [4] EH Ridouane, M Hasnaoui, A Campo, *Effects of surface radiation on natural convection in a rayleigh-benard square enclosure : steady and unsteady conditions*, Heat and Mass Transfer, Volume 42, Issue 3, pp. 214-225 2006

weiteres Vorgehen:

A more detailed validation via comparison with measurements have to be done. More complex geometries should be simulated in future. The preprocessing step of the radiation module is the only part which is not parallelized up to now. In order to offer a completely parallelized process chain, the ray tracer, which is the main component of the radiation preprocessing, has to be parallelized too.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: C. Lübon, M. Keßler

Institution: Institut für Aerodynamik & Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Telefon: 0711/685-69944

Telefax: 0711/685-63438

e-mail: luebon@iag.uni-stuttgart.de

Thema: **Turbulenzmodellierung und Detached Eddy Simulation mit einem unstrukturierten dreidimensionalen Discontinuous Galerkin Verfahren hoher Ordnung**

Ausgangssituation:

In der numerischen Simulation gibt es einen Trend zu immer komplexeren Geometrien die sinnvoll nur mit unstrukturierten Gittern berechnet werden können. Außerdem möchte man mit dem numerischen Verfahren die Physik möglichst genau wiedergeben, was den Einsatz von modernen und hochwertigen Modellen nötig macht. Diese Modelle, wie zum Beispiel die *Detached Eddy Simulation* (DES) oder *Large Eddy Simulation* (LES), sind darauf angewiesen, dass wenig numerische Dämpfung vorhanden ist, was schlussendlich ein numerisches Verfahren hoher Ordnung auf unstrukturierten Gittern, wie das *Discontinuous Galerkin* (DG) Verfahren, erforderlich macht.

Ziel:

Berechnung von komplexen Konfigurationen und abgelösten Strömungen mit hoher Ordnung und somit hoher Genauigkeit mit einem hybriden RANS/LES Verfahren [1]. Dabei soll besonderes Augenmerk auf die Implementierung der Turbulenzmodelle gelegt werden, insbesondere auf die Limitierung der Turbulenzgrößen, die aus Stabilitätsgrößen zwingend notwendig ist.

Lösungsweg:

Der DG-Löser *Stuttgart University Numerical Wind Tunnel* (SUNWinT) und seine Turbulenzmodellierung wird auf 3D erweitert, um im zweiten Schritt ein hybrides DES Modell einbauen zu können, das in der Lage ist dreidimensionale anisotrope Turbulenz wiederzugeben.

Ergebnis:

Die Turbulenzmodelle und Turbulenzgleichungen des Spalart-Almaras-Modells [2] und des $k-\omega$ Modells [3] wurden in unserem Löser *Stuttgart University Numerical Wind Tunnel* (SUNWinT) auf 3D erweitert und mit Hilfe einfacher Geometrien getestet, dabei erwies sich die geometrische Limitierung der Turbulenzgrößen nach Landmann [4] zunächst als ausreichend. Bei komplexeren Geometrien mit komplizierten Ablöseprozessen, wie zum Beispiel einer Kugel, erwies sich die geometrische Limitierung bei höherer Ordnung als nicht hinreichend. Als Alternative wurde dann das Konzept der künstlichen Viskosität eingebaut, das ursprünglich zur Stoßlimitierung entwickelt wurde [5]. Da diese künstliche Viskosität immer dann in das Verfahren eingebracht wird, wenn das Auflösungsvermögen des DG-Ansatzes nicht mehr ausreicht, um die dahinterliegende Physik korrekt wiederzugeben, können damit auch die Turbulenzgrößen limitiert werden [6]. Da diese Limitierung auch bei komplexeren Konfigurationen funktioniert, wurde dann das DES Modell nach Spalart [1] eingebaut. Das Verfahren arbeitet in Wandnähe im RANS Modus, vergleichbar einem LES Wandmodell, und im Nachlauf dann im LES Modus.

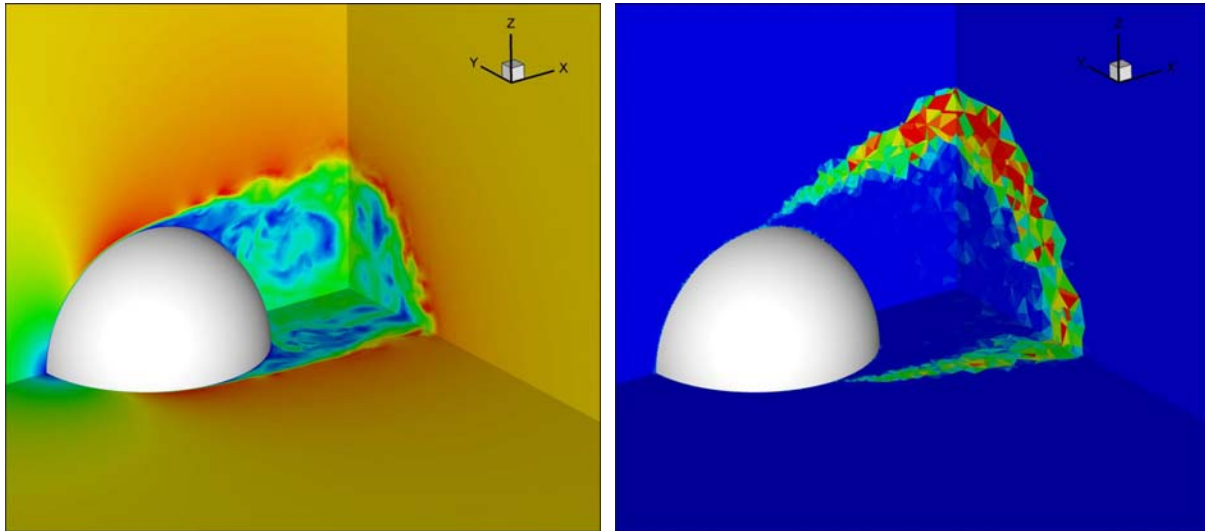


Abbildung 1: DES einer Kugelumströmung (links: Velocity – rechts: Turbulenzdissipation)

Abbildung 1 links zeigt eine exemplarische Testkonfiguration, eine Kugelumströmung, mit laminarer Ablösung bei einer Reynoldszahl von 10^4 . Transition tritt erst mit abgelöster Strömung auf und kann, dank dem „Tripless Approach“ nach Travin [7], durch das Turbulenzmodell vorhergesagt werden. Abbildung 1 rechts stellt die Menge und Lage der künstlichen Viskosität in der Turbulenzgleichung dar, die benötigt wird um das Modell zu stabilisieren. Aufgrund der fehlenden spektralen Lücke zwischen Turbulenzskalen und deterministischen Fluktuationen ist eine Strömungsberechnung dieser Konfiguration mit reinen RANS Methoden nicht zuverlässig möglich.

Literatur:

- [1] Spalart, P.R., Jou, W.H., Strelets, M., Allmaras, S.R., *Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach*, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES, 1997
- [2] Spalart, P.R., Allmaras, S.R., *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*, La Recherche Aerospaciale, pp. 5-21, 1994
- [3] Wilcox, D., *Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models*, AIAA Journal, 26(11):1299-1310, 1988
- [4] Landmann, B., Kessler M., Wagner S., Krämer E., *A Parallel Discontinuous Galerkin Code for the Navier-Stokes Equations*, AIAA 2006-111, 2006
- [5] Persson, P.-O., Peraire, J., *Sub-Cell Shock Capturing for Discontinuous Galerkin Methods*, AIAA-2006-0112, 44th Aerospace Sciences Meeting, Reno, 2006.
- [6] Nguyen, N. C., Persson, P.-O., Peraire, J., *RANS Solution Using High Order Discontinuous Galerkin Methods*, AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-2007-0914, AIAA, Reno, 2007
- [7] Travin, A., Shur, M., Strelets, M., Spalart, P.R., *Detached-Eddy Simulations past a Circular Cylinder*, Turb. Comb., 63 293-313, 2000

weiteres Vorgehen:

Die bisherigen Untersuchungen zeigen recht gute Ergebnisse für die Umströmung von stumpfen Körpern wie zum Beispiel Kugeln und sollen auf Profilumströmungen und später auf Tragflügelumströmungen erweitert werden.

Notification

Group/Circle of Experts: Numerical Simulation, Transport Aircraft

Contact Persons: Carlos Omar Márquez Gutiérrez, Arne Stürmer

Institution: German Aerospace Centre (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Dept. Transport Aircrafts

Address: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
carlos.marquez@gmx.de

Partners: University of Applied Sciences Hamburg

Topic: **Analysis of Parameters for the Acceleration of Unsteady Simulations with the DLR Tau-Code**

Initial Situation:

While an efficient and established time-accurate solution for the CFD simulation of unsteady flows based on the unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations (uRANS) exists in the dual time approach, the computational costs of these types of computations are still quite high and typically beyond the turn-around times required in the aerospace industry. Despite the continuous performance improvement of computer hardware and the use of large-scale parallel compute clusters, it is nevertheless essential to develop and establish an efficient approach to unsteady CFD simulations through the use of appropriate algorithms, models and settings [2], [3].

Objective:

In the scope of this project, a number of 2D- and 3D- test cases from literature [1], [4], [5] are numerically investigated to determinate an optimal setting of parameters of the dual time-stepping scheme as implemented in the DLR Tau-Code with the aim of finding a good balance of computational cost and solution quality.

Solution Method:

For the numerical simulation of the laminar flow over a 2D blunt body with cylindrical circular area, a combination of parameter settings are applied. The first parameter setting which is used as initialization of the unsteady simulation is performed with a coarse time step size and thus leading to a rough resolution of the temporal development of the representative forces. After a number of physical cycles are calculated, the parameter settings are modified by increasing the number of time steps per period to get a finer representation of the periodic development of the forces. The results are compared with the ones obtained with a reference simulation which is calculated with a constant parameter setting with a fine resolution of the developments. The same methodology is then applied for the calculation of a 3D installed propeller configuration.

Results:

For the 2D-Case, the combination of the parameter settings leads to a reduction of the calculation time by approximately 50% without observing a major impact in the accuracy of the results. The calculation time needed for the simulation of the rotating propeller can be reduced 25% compared with the reference run with constant time step size.

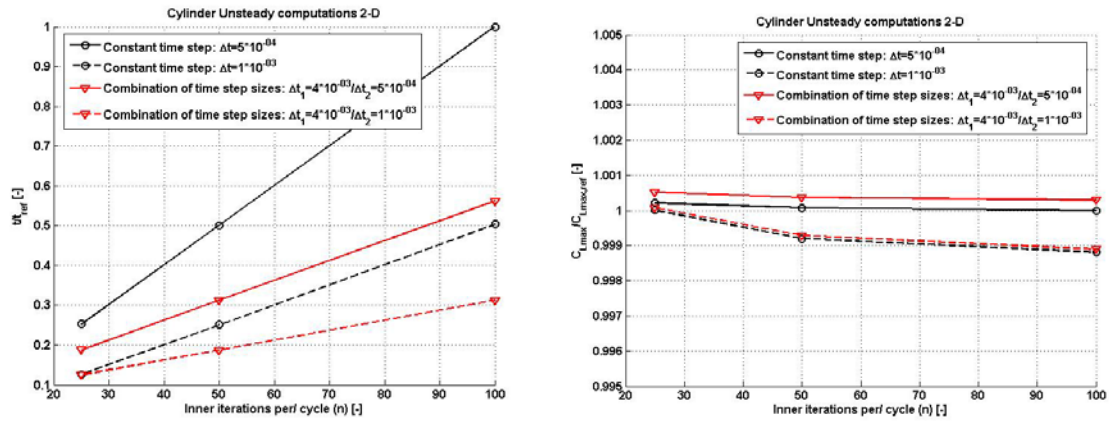


Figure 1 2D-blunt body with cylindrical circular area ($d=1.0\text{m}$, $Re=150$, $Ma=0.2$) results for CPU-time and C_{Lmax} as function of the inner iterations per physical time step for two parameter settings with constant time step versus two parameter settings with combination of different time steps.

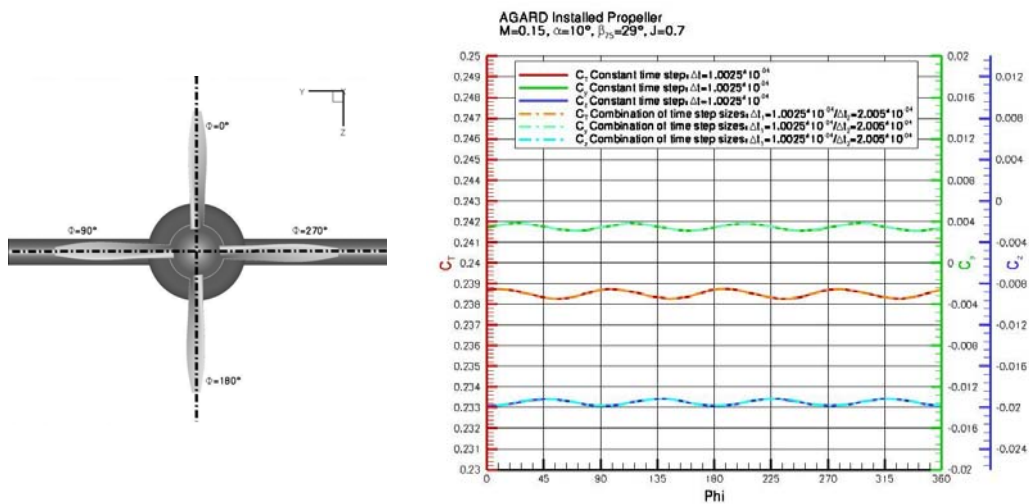


Figure 2 Comparison of the computed installed propeller ($J=0.7$, $Re=1.7 \cdot 10^6$, $k=8.91$, $M=0.15$, $\beta_{75}=29^\circ$) force coefficients as a function of the azimuth angle Φ for the last propeller revolution, between the parameter setting with constant time step versus the parameter setting with combination of different time steps.

Bibliography:

- [1] Group for Aeronautical Research and Technology in Europe: "GARTEUR AD (AG38) Time Accurate Methods"; Technical Report No. FOI RH 057 SE, Stockholm; SE, 2006.
- [2] Klenner, J., Becker, K., Cross, M., Kroll, N.: "Future Simulation Concept"; CEAS-2007-105, 1st European Air and Space Conference; Berlin, DE, 2007.
- [3] Mavriplis, D. J., Darmofal, D., Keyes, D., Turner, M.: "Petaflops Opportunities for the NASA Fundamental Aeronautics Program"; AIAA-2007-4084; 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference; Miami, FL, USA; 2007
- [4] Samuelsson, I.: "Low Speed Wind Tunnel Investigation of Propeller Slipstream Aerodynamic Effects on Different Nacelle/Wing Combinations Part 1"; FFA TN 1987-22; SE, 1987.
- [5] Schlichting, H.: "Boundary Layer Theory"; McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering, 6th Edition; USA, 1968.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Ansprechpartner: Andreas Michler, Ralf Heinrich

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 – 295 3344
e-mail: andreas.michler@dlr.de

Weitere Partner: Graduiertenkolleg 432 der TU Braunschweig

Thema: Numerische Simulation des frei-fliegenden elastischen und getrimmten Flugzeuges

Ausgangssituation:

Für die Auslegung und Abschätzung der Leistung eines Flugzeuges ist die genaue Kenntnis der aerodynamischen Beiwerte in getrimmten Flugzuständen wie bspw. dem Reiseflug entscheidend. Zum Erreichen solcher Zustände ist i.a. die Einstellung von Steuerflächen erforderlich. Dies verändert Geometrie und Umströmung des Flugzeuges. Ferner verformen sich Flugzeugstruktur und insbesondere die Flügel unter dem Einfluß der Luftkräfte. Beide Effekte beeinflussen die aerodynamischen Beiwerte signifikant. Eine zuverlässige Leistungsabschätzung muss also sowohl Trimmung als auch Strukturdeformation Rechnung tragen.

Ziel:

Diese Arbeit dient der Entwicklung und Erprobung einer Prozesskette zur Berechnung von getrimmten Flugzuständen für elastische Flugzeugkonfigurationen. Dazu bedarf es einer zuverlässigen Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte für die deformierte Struktur. Deswegen sollen hochgenaue Methoden integriert und die Anwendbarkeit auf realistische Flugzeugkonfigurationen gewährleistet werden. Es soll untersucht werden, wie groß der Einfluss der Elastizität der einzelnen Komponenten, speziell der Flügel und Leitwerke, auf den getrimmten Zustand ist, um über vertretbare Vereinfachungen zugunsten einer Einsparung von Modellierungs- und Rechenzeit entscheiden zu können.

Lösungsweg:

Die Berechnung der Deformationen und aerodynamischen Beiwerte findet durch die Kopplung des am DLR entwickelten RANS-Lösers TAU und des Finite-Elemente-Programms zur Lösung der elastostatischen Gleichungen, ANSYS, statt. Zwischen diesen Programmen wird bis zum Erreichen des statischen aeroelastischen Gleichgewichts iteriert. Die aerodynamischen Beiwerte dieses Gleichgewichts werden vom Trimmalgorithmus benutzt, um die Trimm-Parameter in wenigen Newton-Iterationen so einzustellen, dass die Trimmforderungen erfüllt werden. Die dazu notwendigen Ausschläge der Steuerflächen werden mit Hilfe der Chimera-Technik realisiert.

Ergebnis:

Datum:

STAB

Der auf einem Newton-Verfahren basierende Trimm-Algorithmus wurde erfolgreich implementiert und mit dem RANS-Löser TAU gekoppelt. Dabei wurde die Strömungsberechnung auf einem Parallelrechner ermöglicht, um die Strömung auf hybriden Rechengittern um realistische Flugzeugkonfigurationen berechnen zu können. Diese Prozesskette wurde bereits erfolgreich auf eine starre Transportflugzeugkonfiguration unter Reiseflugbedingungen angewendet.

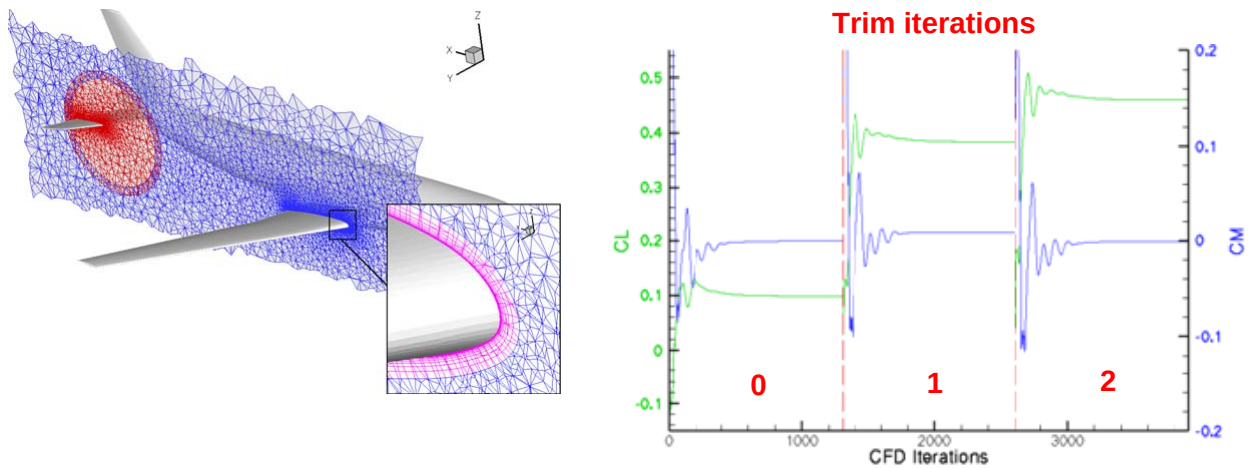


Abbildung 1: Trimm-Rechnung für die starre DLR-F12-Transportflugzeugkonfiguration. Reiseflugbedingungen wurden angenommen, d.h. ein vorgegebener, das Flugzeuggewicht ausgleichender Auftrieb sollte erreicht werden bei gleichzeitigem Verschwinden des Momentenbeiwertes. Links: Schnitt durch das hybride Rechengitter des DLR-F12-Halbmodells (in grau). In rot ist der Chimera-Netzblock des Höhenleitwerkes zu erkennen, der sich mit dem blauen Hintergrundgitter überlappt und eine Starrkörperrotation ermöglicht. In violett sind im kleinen Ausschnitt die Prismenschichten zur Auflösung der Grenzschicht dargestellt. Rechts: Konvergenzverläufe für den Auftriebs- und Momentenbeiwert für die Strömungsrechnungen von aufeinanderfolgenden Iterationen der Trimm-Rechnung. Nach lediglich zwei Trimmrechnungen wurden die vorgegebenen Beiwerte erreicht.

Literatur:

Heinrich, R., Wild, J., Streit, T. and Nagel, B.: Steady Fluid-Structure Coupling for Transport Aircraft. ODAS Symposium, Toulouse, 2006.

Nagel, B., Rose, M. and Heinrich, R.: An Alternative Procedure for FE-Wing Modelling. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress der DGLR, 2006.

Weiteres Vorgehen:

Berechnungen der Strukturdeformationen zur Ermittlung des statischen aeroelastischen Gleichgewichts nach Heinrich et al. werden in die Prozesskette integriert. Dabei werden realistische FE-Modelle für Flügel und Leitwerke auf Basis der aerodynamischen Oberflächennetze verwendet (vgl. Nagel et al.). Ein Einfluss der Elastizität verschiedener Komponenten auf den getrimmten Zustand wird untersucht.

Communication

Research Area: Numerical Simulation

Authors: Merim Mukinović, Gunther Brenner

Affiliation: Institut für Technische Mechanik, TU Clausthal

Address: Adolph-Roemer Str. 2A
D-38678 Clausthal-Zellefeld
Phone: 05323-72 35 63
Fax: 05323-72 22 03
e-mail: mukinovic@itm.tu-clausthal.de

Partners: TASSA GmbH, Arbeitsgemeinschaft industrieller
Forschungsvereinigungen (AiF)

Topic: Analysis of Vertical Axis Wind Turbines

Context:

According to recent scenarios of energy futures, the increasing demand of primary energy has to be met by renewable or CO₂ neutral resources such as geothermal, solar and wind energy. With respect to wind energy, there is an increasing interest in decentralized, small systems with a nominal power output of 5-25 kW. This has motivated the resurgence of interest in the Vertical Axis Wind Turbines (VAWT) that offers several advantages to the more conventional Horizontal Axis Wind Turbines (HAWT). The VAWT is inherently omnidirectional, and hence obviates the need to provide a yawing mechanism. Due to their simpler configuration the production costs and service effort is potentially lower than for HAWT. In one sense, the price paid for structural simplicity is aerodynamic complexity: VAWT aerodynamics is inherently unsteady, and highly nonlinear.

Objective:

Existing parameter models used for the design and optimization of VAWT, such as the Double Multiple Stream Tube (DMST) model, are based on simplified aerodynamics consideration. These models do not take into account the dynamics of the separated flow past the airfoils. Using detailed CFD analysis these phenomena shall be investigated more rigorously in order to improve the DMST model as well as to provide a better understanding of the VAWT aerodynamics.

Solution Method:

The object of investigation is a rotor consisting of two NACA 4418 airfoils rotating around a vertical axis. The DMST model allows a fast prediction of the aerodynamic forces acting on the blades and is therefore the base for further optimization of the rotor. However, in order to qualify this approach, a more detailed analysis of 2D and 3D flow around the rotor is required. For a wide range of tip-speed ratio and the particular geometry, the 2D CFD simulations are performed. The analysis of CFD results shows the validity of the DMST model results. The aerodynamic forces, power coefficient as well as the flow parameters (effective velocity and the angle of attack) at the particular rotor position are analyzed leading to the DMST model validation and improvement.

STAB

Results:

For the tip-speed ratio range $\lambda=0.5-5$, the power coefficients (C_p) obtained predicted by the DMST model and 2D CFD simulations are shown in Figure 1. Up to $\lambda=1.5$ a quite good agreement of the results is observed. Disagreement of results for higher values of λ may be explained with the Figure 2, where the normalized single airfoil moments are shown. The difference in the amplitude and the position of the maximum moment may be explained by dynamic stall effects which are neglected in the DMST model.

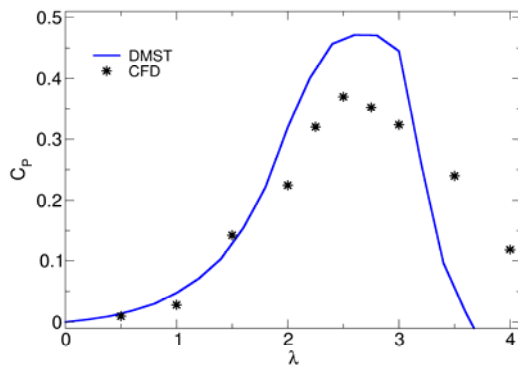


Figure 1: Power coefficients $C_p=(M_{avg}\omega)/(0.5\rho U_{wind}^3 A)$ as a function of the tip-speed ratio $\lambda=U_\varphi/U_{wind}$.

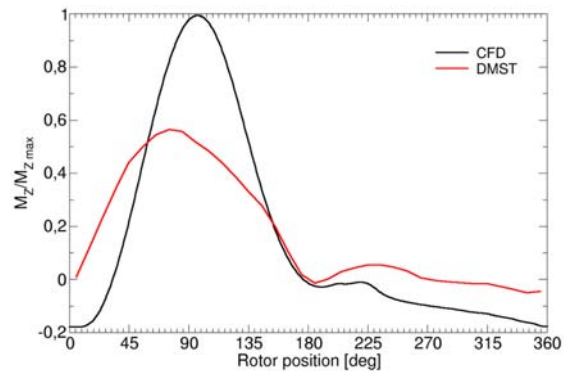


Figure 2: Moment of the single profile normalized with the maximal moment. $\lambda=2.5$

References:

M. Fallen, J. Ziegler, Leistungsberechnung für einen Windenergiekonverter mit vertikaler Achse, Brennstoff-Wärme-Kraft, 33(2), pp. 54-59, 1981.

R. Gasch, J. Twele: Windkraftanlagen, Teubner Verlag, 2005.

G. F. Homicz, Numerical Simulation of VAWT Stochastic Aerodynamic Loads Produced by Atmospheric Turbulence: VWAT-SAL Code, Sandia report, SAND91-1124-UC-261, 1991.

H. Graßl et al., World in Transition: Towards Sustainable Energy Systems, German Advisory Council on Global Change, 2003.

P. C. Klimas, R. E. Shedahl, Four Aerodynamic Prediction Schemes for Vertical-Axis Wind Turbines: A Compendium, Sandia Lab., SAND 78-0014, 1978.

Outlook:

Based on the 3D CFD simulations, the influence of the shaft and the airfoil connecting parts will be analyzed what should lead to the DMST model correction.

Date: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation / Optimierung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Emre Özkaya, M.Sc.

Institution: Humboldt-Universität zu Berlin (HU Berlin)

Adresse: Unter den Linden 6 **Telefon:** 030 / 2093 2262
10099 Berlin **Telefax:** 030 / 2093 5859
 e-mail: ozkaya@math.hu-berlin.de

weitere Partner: Prof. Dr. Nicolas R. Gauger (HU Berlin & DLR Braunschweig)

Thema: An Efficient One-Shot Algorithm for Aerodynamic Shape Design

Ausgangssituation:

Auf dem letzten STAB Symposium (2006) wurde eine gradientenbasiertes Optimierungsverfahren für die aerodynamische Formoptimierung vorgestellt, welches aus der Automatischen Differentiation (AD) einer gesamten Entwurfskette (von der Parametrisierung über die Netzdeformation bis hin zur Strömungssimulation) hervorging [1]. Die Differentiationen erfolgten im so genannten Rückwärtsmodus, d.h., dass für die Berechnung der Sensitivitäten Adjungiertenlöser bereitgestellt werden konnten.

Ziel:

Es ist bekannt, dass Adjungiertenverfahren hinsichtlich des numerischen Aufwandes unabhängig von der Anzahl an Entwurfvariablen sind. Dennoch müssen im Zuge klassischer deterministischer gradientenbasierter Optimierungsstrategien in jedem Optimierungszyklus eine Strömungslösung und eine adjungierte Strömungslösung zwecks Berechnung der Gradienten (Sensitivitäten) bestimmt werden. Ziel ist es nun, diese inneren Schleifen aufzubrechen, und die Strömungs-, die adjungierte Strömungs- sowie die Designgleichung simultan zu lösen. Diese besonders effizienten Verfahren sind in der Literatur als so genannte One-Shot-Verfahren bekannt. Wir wollen hier allerdings eine Strategie verfolgen, die in besonderer Weise auf die Nutzung von AD-Tools abgestimmt ist.

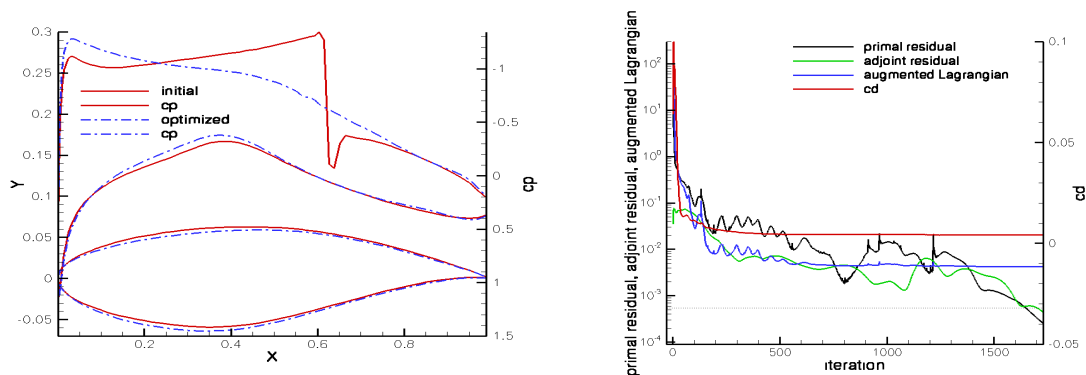
Lösungsweg:

Aufgrund der Analyse des gekoppelten Systems, bestehend aus der Strömungs-, der adjungierten Strömungs- sowie der Designgleichung, bestimmen wir eine Klasse geeigneter Prädiktionierer für das One-Shot-Verfahren [3]. Dabei werden alle benötigten Ableitungen sowie Adjungiertenlöser automatisch mittels AD-Werkzeugen berechnet bzw. erzeugt [2].

STAB

Ergebnis:

Als Testfall für das so konstruierte One-Shot-Verfahren wurde die Widerstandsreduktion (c_d) des transsonischen RAE2822-Profiles bei $Ma=0.73$ und $\alpha=2^\circ$ gewählt. Die Kontrollgleichungen sind die Euler-Gleichungen. Es wird erwartet, dass der starke Stoß und somit auch der gesamte stoßinduzierte Widerstand eliminiert werden kann. Das erste Bild zeigt, dass dies mit dem vorgestellten One-Shot-Verfahren auch gelingt. Das zweite Bild zeigt den Konvergenzverlauf des One-Shot-Verfahrens. Der Strömungslöser (primal), der adjungierte Strömungslöser (adjoint) sowie die Designgleichung (c_d) konvergieren simultan nach ca. 2000 Iterationen, was in etwa dem Aufwand von vier Strömungsberechnungen entspricht. Diese drei Größen gehen in den so genannten augmented Lagrangian ein, welcher wie der Widerstandsbeiwert (c_d) nach 2000 Iterationen gut auskonvergiert ist. Der augmented Lagrangian zeigt an, wann die simultane Iteration auskonvergiert ist.



Literatur:

1. N. Gauger, A. Walther, C. Moldenhauer, M. Widhalm. Automatic Differentiation of an Entire Design Chain for Aerodynamic Shape Optimization. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Vol. 96, pp. 454-461, 2007.
2. N. Gauger, A. Griewank, J. Riehme. Extension of fixed point PDE solvers for optimal design by one-shot method - With first applications to aerodynamic shape optimization", *European Journal of Computational Mechanics (REM)*, Vol. 17, pp. 87-102, 2008.
3. A. Hamdi and A. Griewank. Properties of an augmented Lagrangian for design optimization. *Optimization Methods and Software*, to appear.

Weitere Vorgehensweise:

Im Folgenden ist die Erweiterung auf 3D Navier-Stokes geplant.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Axel Probst, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2975

Telefax: 0531/391-5952

e-mail : axel.probst@tu-bs.de

weitere Partner: Paketprojekt DFG-PAK 136 der
Deutschen Forschungsgemeinschaft

Thema: **Numerische Simulation des Überziehens einer Durchflussgondel mit Reynolds-Spannungsmodellen der Turbulenz**

Ausgangssituation:

Zur Steigerung der Wirtschaftlichkeit im Entwicklungsprozess gewinnt die numerische Simulation von Flugzeugumströmungen an den Flugbereichsgrenzen zunehmend an Bedeutung. Neben Strömungsablösungen an den Tragflügeln und Steuerflächen spielen dabei Ablösungen im Einlauf der Triebwerksgondeln eine wesentliche Rolle, da sie den sicheren Betrieb der nachfolgenden Verdichterstufen beeinträchtigen können. Die Vorhersage der Einlaufablösungen stellt hohe Anforderungen an die Turbulenzmodellierung im numerischen Lösungsprozess und ist daher Gegenstand der Untersuchungen.

Ziel:

Die Arbeiten zielen auf die Etablierung einer Simulationsmethodik für die instationären Strömungsphänomene in überzogenen Triebwerkseinläufen. Damit soll die Voraussetzung geschaffen werden, die infolge hoher Anstellwinkel oder Windböen auftretenden Ablösungen im Einlauf zuverlässig zu vorherzusagen, um realistische Verteilungen der Störungen in der Anströmung für gekoppelte Simulationen der Triebwerksinnenströmung zu gewährleisten. Hierzu sollen zunächst die Fähigkeiten der URANS-Methodik in Verbindung mit fortschrittlichen Reynolds-Spannungsmodellen der Turbulenz systematisch anhand geeigneter Validierungsfälle untersucht werden.

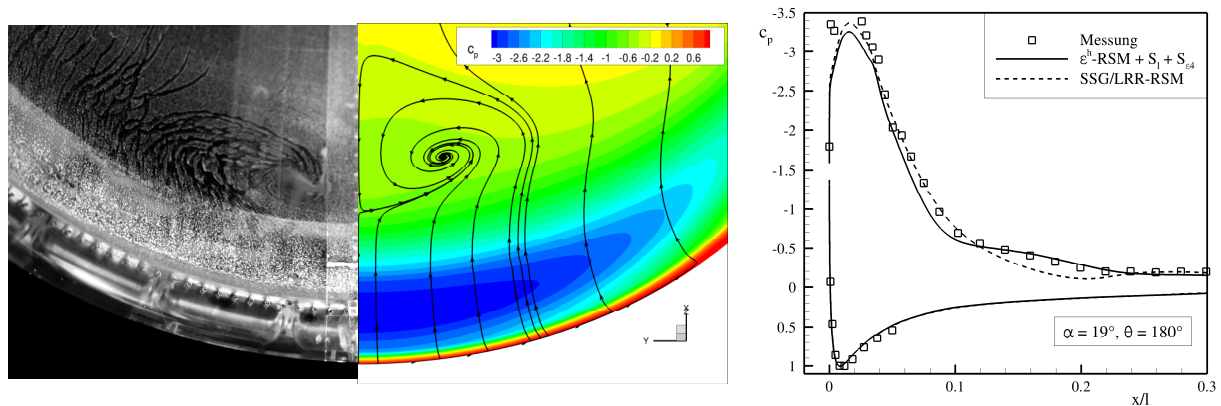
Lösungsweg:

Neue Implementierungen von Reynolds-Spannungsmodellen [1], [2] im DLR-TAU-Code werden verwendet, um ein am Institut für Strömungsmechanik durchgeführtes Prinzipexperiment einer hochangestellten Durchflussgondel [3] im Windkanal bei $Re = 1,3$ Mio. nachzurechnen. Die Gondel ist so entworfen worden, dass sie das Überziehverhalten einer angetriebenen Gondel im Langsamflug möglichst genau nachbildet. Besonderes Augenmerk liegt auf einer nach [1] erweiterten Form des Low-Reynolds Turbulenzmodells nach Jakirlić und Hanjalić [4], das durch an DNS-Daten kalibrierte Dämpfungsfunktionen und einer Längenmaßgleichung für die „homogene“ Dissipationsrate eine genaue Wiedergabe der wandnahen Turbulenz ermöglicht. Unter Berücksichtigung der im Experiment durch Ausblasen fixierten Transition laminar-turbulent wird zunächst der Anstellwinkelbereich bis zum Einsetzen der Ablösung im Einlauf simuliert. Anhand von Ölanstrichbildern, stationären und instationären Druckmessungen sowie ersten PIV-Messergebnissen werden die erzielten Berechnungsergebnisse validiert. Dabei werden auch die Sensitivitäten der Ablösung bezüglich wesentlicher Einflussparameter, wie z.B. der Transitionsvorgabe, untersucht.

STAB

Ergebnis:

Wie im Experiment bleibt die Strömung in den Simulationsrechnungen im unteren betrachteten Anstellwinkelbereich von $\alpha = 13^\circ$ bis etwa $\alpha = 17^\circ$ anliegend. Ab $\alpha = 19^\circ$ bildet sich im Einlauf eine Eulenaugen-förmige Ablösestruktur, die mit dem erweiterten ε^h -RSM [1] qualitativ gut wiedergegeben wird (vgl. Bild, links). Dementsprechend bildet sich in diesem Bereich im Experiment und in der Rechnung mit dem ε^h -RSM ein charakteristisches Druckplateau (vgl. Bild, rechts). Das zum Vergleich verwendete SSG/LRR-RSM [2] berechnet dagegen noch keine Ablösung, was sich im zu großen Druckrückgewinn im Bereich $0,15 < x/l < 0,2$ erkennen lässt. Es wird jedoch auch gezeigt, dass sich die Ablösung bei weiter stromab liegender Transition zu größeren Anstellwinkeln verschiebt.



Links: Strömungsvisualisierung der Ablösung im Einlauf der Durchflussgondel bei $\alpha = 19^\circ$ aus dem Experiment und der URANS-Simulation mit dem ε^h -Reynolds-Spannungsmodell.

Rechts: Gemessene und berechnete Druckverteilungen im 180° -Schnitt der Gondel bei $\alpha = 19^\circ$.

Literatur:

- [1] 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, 2008.
- [2] Eisfeld, B.: *Numerische Simulation aerodynamischer Probleme auf unstrukturierten Netzen mit dem SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell*. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96, Springer, Berlin, 2007.
- [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.
- [4] Jakirlić, S., Hanjalić, K.: *A new approach to modelling near-wall turbulence energy and stress dissipation*. J. Fluid Mech, Vol. 539, pp. 139-166, 2002.

weiteres Vorgehen:

Die numerischen Berechnungen der Gondelströmung mit URANS und RSM werden bei höheren Anstellwinkeln fortgeführt. Neue experimentelle Daten erlauben eine detaillierte Validierung der Reynolds-Spannungsverläufe und der instationären Phänomene der Ablösung, einschließlich des erwarteten Wirbelabwerfens. Längerfristig soll die Simulationstechnik um die Detached-Eddy-Simulation für die großskaligen Ablösestrukturen erweitert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: K. Richter, A. D. Gardner, H. Rosemann

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

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Kai Richter

Tel.: 0551/709-2631

Fax: 0551/709-2811

eMail: kai.richter@dlr.de

Anthony Gardner

Tel.: 0551/709-2267

Fax: 0551/709-2811

eMail: tony.gardner@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 Verhältnisse im DNW-TWG angepasst. Es wurden unterschiedliche Modellkonfigurationen und Anströmbedingungen betrachtet.

STAB

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.

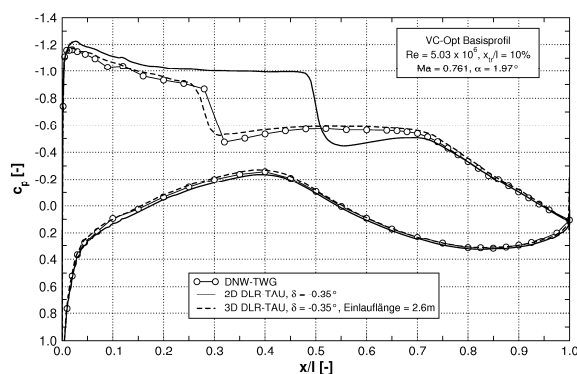


Abb. 1: Druckverteilungen für das VC-Opt-Basisprofil aus Experiment und Simulationen bei $Re = 5.06e6$, $M = 0.761$ und $\alpha = 1.97^\circ$

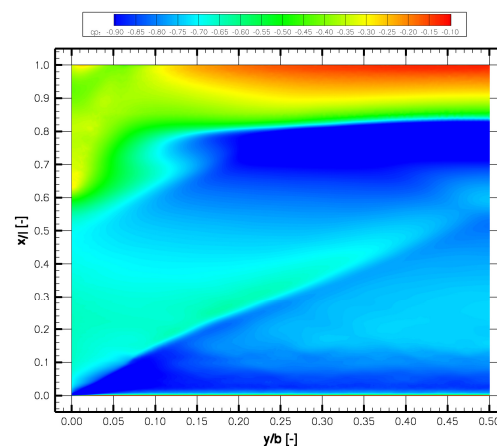


Abb. 2: Numerische Oberseitendruckverteilung des VC-Opt-Profiles mit divergenter Hinterkante bei $Re = 5.0e6$, $M = 0.790$ und $\alpha = 0.5^\circ$

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: 10.07.2008

STAB

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

weitere Partner: R. Charles Swanson, NASA-Langley, USA

Thema: Efficient Flow Computation Including Turbulent Transport

Ausgangssituation:

Runge-Kutta/Implicit methods for the solution of the Navier-Stokes equations^{1,2} showed superior convergence rates, especially when combined with a multigrid framework. However, up to now only an algebraic turbulence model was employed. Since partial differential equations designed to model the influence of turbulence exhibit large source terms, it is presently not clear how to incorporate the integration of these equations into the framework of Runge-Kutta/Implicit methods to establish efficient flow solution.

Ziel:

Several strategies will be examined to incorporate the solution of turbulence equations into the framework of the Runge-Kutta/Implicit method. The objective of the present contribution is to lay the foundation for the treatment of additional equations with large source terms without sacrificing convergence properties or the possibility of extending the general solution method to unstructured meshes.

Lösungsweg:

It has been documented in Ref.³ that multigrid is not suited to treat equations with source terms. Therefore, when using multigrid the source terms are 'frozen' on coarse meshes, or the turbulence equations are solved separately by an implicit method.

The integration of turbulence equations in the framework of a Runge-Kutta/Implicit method combined with multigrid is approached in different steps, where the one-equation Spalart-Allmaras model is used as a representative turbulence equation. First, the turbulence equation is solved with an implicit DDADI (Diagonally Dominant Alternating Direction Implicit) method as proposed in Ref.³. For achieving favorable convergence rates the turbulence equation had to be solved at each stage of the Runge-Kutta/Implicit smoothing scheme for the main equations. When solving the main equations, solution of the turbulence equation was performed on the fine mesh only, and the eddy viscosity was frozen on the coarser meshes. Second, the DDADI scheme was incorporated into a multigrid algorithm to achieve grid-independent convergence. A 4-level V-cycle for the turbulence equation was called at each stage of the basic Runge-Kutta/Implicit scheme on the fine grid for the main equations, i.e. the 4 level W-cycle as in Refs.^{1,2} was used for the main equations, and in this 4-level W-cycle the 4-level V-cycle of the turbulence equation was embedded. Third, the Symmetric Line Gauss-Seidel method introduced in Ref.⁴ was employed for integration of the turbulence equation, and when the implicit line solve was extended across the wake similar efficiency as with DDADI was achieved (W-SLGS). Fourth, a two-stage Runge-Kutta/Implicit scheme in combination with multigrid was used for solving the turbulence equation. However, since in the multigrid algorithm the source terms had to be frozen for efficient integration, a local line implicit solve had to be added which covered the boundary layer and inner wake region (RKI-SGSL). In all cases, the CFL number was set to CFL=1000 for both, the main and turbulence equations.

STAB

Ergebnis:

Results of the different algorithms can be found in Table 1 for computations of Case 9 of the flow around the RAE 2822 airfoil. The implementation of a DDADI method for solving the turbulence equation allowed convergence rates in the order of 0.7. When refining the mesh, one DDADI solve did not suffice and two DDADI solves became necessary. Introducing a 4-level V-cycle multigrid algorithm, one DDADI solve was sufficient on the refined mesh, resulting in lower CPU time. For the W-SLGS scheme, similar performance as for the DDADI scheme was observed, see corresponding results in Table 1. Implementing the Runge-Kutta/Implicit method with local line solves (RKI-SGSL), convergence rates did not deteriorate, and CPU time increased approximately by only 5%. Figure 1 shows convergence histories on the regular and on the fine mesh for the RKI-SGSL method. Note that the line solves for this method may be implemented in an unstructured algorithm, provided the corresponding lines are constructed⁵. Case 9 is also computed using the standard 5-stage Runge-Kutta scheme where the artificial dissipation is evaluated at every odd stage only (RK5/3-S), see Refs.^{1,2}. For efficiency, the turbulence equation is solved using the DDADI method only at the first stage of the 5-stage Runge-Kutta scheme. In comparison, all Runge-Kutta/Implicit methods reduce computation time by roughly a factor of five, as already observed in Refs.^{1,2} when using an algebraic turbulence model.

Skizze/Diagramm/Bild

Method	Grid	MG	# calls	# cycles	Cpu time
DDADI-W	320 x 64	---	1	71	199
DDADI-W	320 x 64	---	2	72	217
DDADI-W	320 x 64	4 V	1	72	214
DDADI-W	640 x 128	---	2	77	968
DDADI-W	640 x 128	4 V	1	74	913
W-SLGS	320 x 64	---	1	72	199
W-SLGS	320 x 64	---	2	71	208
W-SLGS	320 x 64	4 V	1	72	211
W-SLGS	640 x 128	---	2	80	976
W-SLGS	640 x 128	4 V	1	74	895
RKI-SGSL	320 x 64	4 V	1	72	228
RKI-SGSL	640 x 128	4 V	1	73	951
RK5/3-S	320x64	---	---	1648	1078

Table 1: CPU time for Case 9

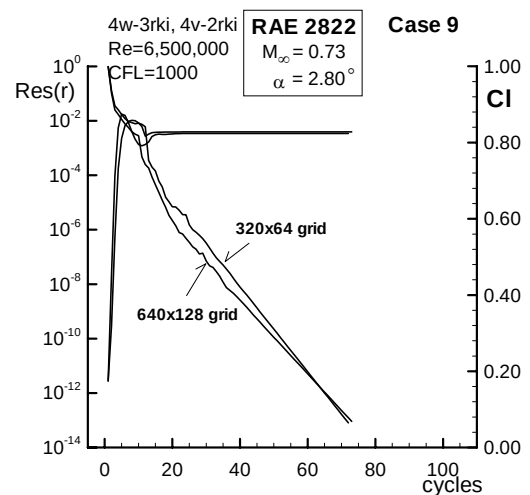


Figure 1: Convergence rates for RKI-SGSL

Literatur:

¹Rossow, C.-C., "Convergence Acceleration for Solving the Compressible Navier-Stokes Equations", AIAA-Journal, Vol. 44, 2006, pp.345-352.

²Rossow, C.-C.: "Efficient Computation of Compressible and Incompressible Flows", Journal of Computational Physics, Vol. 220, No. 2, pp. 879 - 899, 2007.

³Faßbender, J., "Improved Robustness of Numerical Simulation of Turbulent Flows around Civil Transport Aircraft at Flight Reynolds Numbers", Ph.D. Thesis, Technical University of Braunschweig, <http://opus.tu-bs.de/opus/volltexte/2004/579>, 2004.

⁴Rossow, C.-C.: "Enhanced Runge-Kutta/Implicit Methods for Solving the Navier-Stokes Equations. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, Vol. 96, pp. 202-209, 2007.

⁵Mavriplis, D., "Multigrid Strategies for Viscous Flow Solvers on Anisotropic Unstructured Meshes", Journal of Computational Physics, Vol. 145, 1998, pp.141-165.

weiteres Vorgehen:

Further computations will be performed for other cases, including subsonic flow (Case 1) and transonic flow with separation (Case 10). Also, nearly incompressible flow will be computed.

Datum:

25.6.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren/Aerodynamik

Ansprechpartner: Dr. Christian Stemmer, AER, TU München

Institution: Institute of Aerodynamics, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15 **Telefon:** 089 289 16143
D-85747 Garching b. München **Telefax:** 089 289 16139
e-mail: zhenli.chen@aer.mw.tum.de

weitere Partner: Prof. Michel Stanislas, LML Lille. Prof. Javier Jimenez, Polytechnica Madrid. Prof. Bill Georg, Chalmers and others in the EU FP6 program WALLTURB

Thema: A Wall Model Based on Simplified Thin Boundary Layer Equations for Implicit Large Eddy Simulation of Turbulent Channel Flow

Ausgangssituation:

In fully resolved large eddy simulation (LES), for the near-wall resolution requirement, a large expenditure of computation resources is required. This requirement makes LES is too expensive to be used to high Reynolds number practical applications. A wall model based on simplified thin boundary layer equations (TBLE) without convective terms is proposed, in order to supply wall boundary conditions to LES, in an effort to eliminate the need to resolve the features near the wall. In wall modeling of LES, the subgrid-scale (SGS) model on coarse grids near the wall and numerical errors are crucial issues. In present work the implicit subgrid-scale model large-eddy simulation (ILES) is used, which is constructed based on adaptive local deconvolution, in which the truncation error of the discretization of the convective terms functions as a SGS model. Therefore, the model is implicitly contained within the discretization, and an explicit computation of model terms becomes unnecessary. The validity of this ILES has been established for plane channel flow, for separated channel flow, for passive scalar mixing, and for adverse pressure gradient separated turbulent boundary layer flow. Hopefully, the wall model could benefit from this implicit SGS model.

Ziel:

Though comparison mean velocity profiles with direct numerical simulation (DNS) results and logarithmic law, the prediction capability of the wall model based on simplified boundary equations is verified for turbulent channel flow up to $Re_\tau = 20000$. Meanwhile the outer boundary position of the simplified TBLE, the Reynolds number dependency of grids resolution and grid dependency are under investigation.

Lösungsweg:

The channel flow is described by the incompressible Navier-Stokes equations which are discretized on a staggered Cartesian mesh and solved as Hickel (2007), with periodic boundary conditions at streamwise and spanwise directions, and wall models at two walls. The simplified TBLE neglecting the convective terms, are ODEs in every time step, which are solved algebraically on embedded grids with streamwise and spanwise grid points same as LES. For simplified TBLE, the non-slip boundary is used on the wall; velocities as outer boundary and pressure gradients neglecting wall-normal component are taken from LES. Streamwise and spanwise wall stresses from simplified TBLE with no wall normal penetration are provided on the wall to LES.

Ergebnis:

In the Fig.1, the outer boundary position lies at the bottom of the logarithmic region, which is suitable for LES to catch the core flow. LES feels the outer flow scales through wall stresses from TBLE. Mean velocity profiles of wall modeled LES on uniform grids 16^3 are compared with results of DNS in Fig.2, at $Re_\tau = 395, 590, 950$ and 2000 . The wall modeled LES could

STAB

catch the core flow well. At higher $Re_\tau = 4000$ and 20000 , mean velocity profiles on uniform grids 16^3 of wall modeled LES and TBLE are compared with logarithmic law and DNS, which are under predicted. In order to investigate the requirement of grid resolution, wall normal resolution of TBLE is increased with LES grids fixed, and LES grids resolution is increased from 16^3 to 32^3 with wall-normal resolution of TBLE fixed and other two directions increased same as LES. Results are shown in Fig.3 and Fig.4 accordingly. It can be concluded that TBLE accounts for Reynolds number dependency and well grids resolution approximately depends on friction Reynolds number linearly.

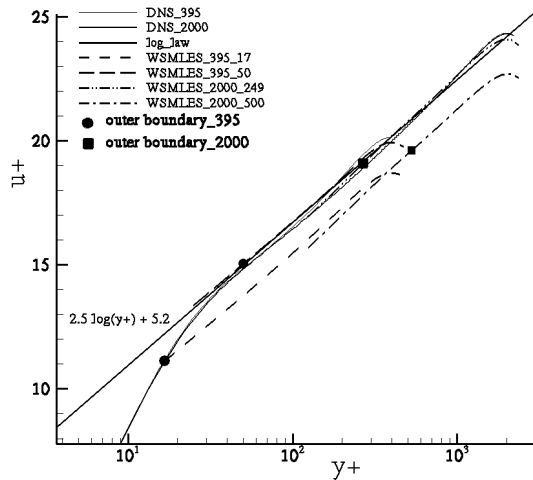


Fig.1 Mean velocity profiles comparison of different outer boundary positions $Re_\tau = 395$ and 2000

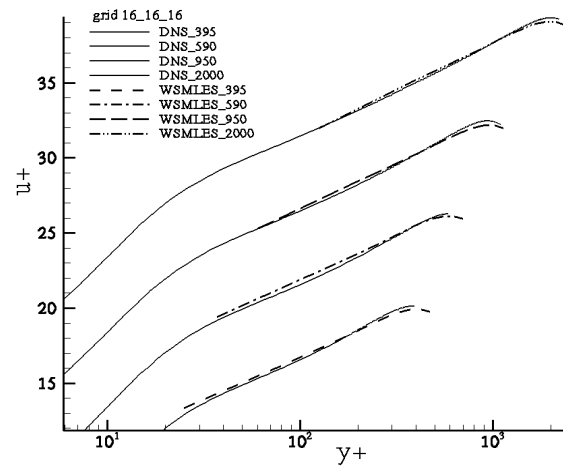


Fig.2 Mean velocity profiles comparison between simplified TBLE LES and DNS

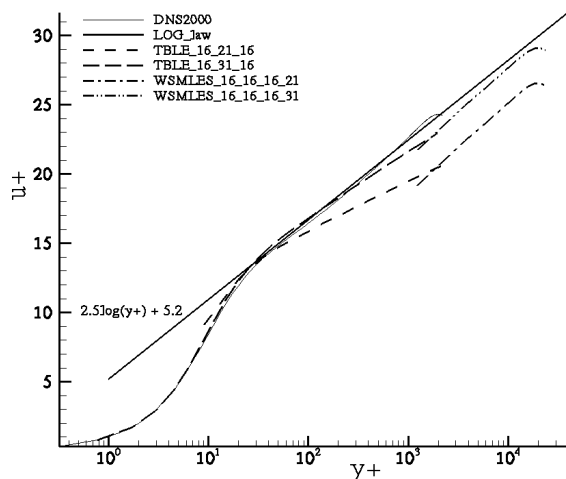


Fig.3 TBLE resolution affection on mean velocity profile with LES fixed at $Re_\tau = 20000$

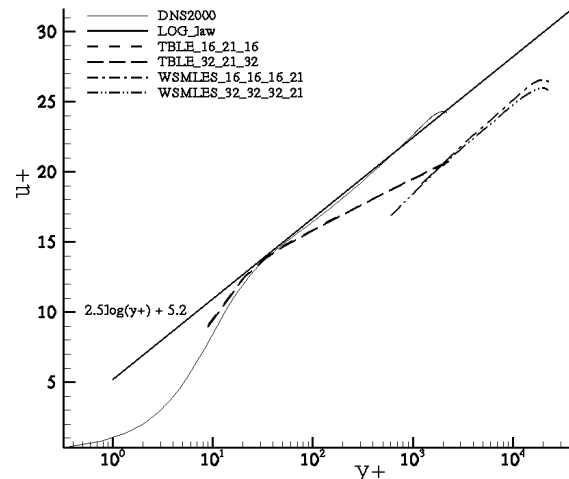


Fig.4 LES resolution affection on mean velocity profiles with TBLE wall normal fixed at $Re_\tau = 20000$

Literatur:

Wang, M. and Moin, P., Dynamic wall modeling for large-eddy simulation of complex turbulent flows. Phys. Fluids 14 (7), (2002) 2043–2051.

Jeffrey and Baggett, S., Some modeling requirement for wall models in large eddy simulation, CTR Annu. Res. Briefs (1997) 123-134.

Cabot, W. and Moin, P., Approximate wall boundary conditions in the large-eddy simulation of high Reynolds number flow. Flow, Turbulence and Combustion 63 (1-4), (1999) 269–291.

Hickel, S. and N. A. Adams. On implicit subgrid-scale modeling in wall-bounded flows. Phys. Fluids 19, 105106 (2007).

weiteres Vorgehen:

The following work is to develop wall model for more complex wall bounded flow with separation. Wall model based on simplified boundary layer equations will be applied to adverse pressure gradient turbulent boundary layer flow with separation bubble. Its prediction capability will be validated.

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: **An explicit space-time discontinuous Galerkin scheme with local time-stepping for unsteady flows**

Ausgangssituation:

Second order accurate finite volume schemes are the most well-used schemes in CFD. These schemes can capture shocks very well, but their ability to resolve small scale flow features is modest. Several aerodynamic applications require numerical schemes that can advect flow features faithfully over long times or several thousands of mesh points or the interaction of small scale turbulence structures with shock waves. In those situations the standard second order TVD schemes are very poor. Other fields of applications in which TVD schemes have problems are noise generation and propagation in the flow region, high fidelity simulation of turbulent flows, such as DNS or LES. In all these cases the numerical dissipation of the 2nd order CFD-solver destroys the small scale phenomena very fast. The more accurate schemes show substantial advantages and perform a lot better.

Ziel:

The objective of our project is the development of high-order methods for the unsteady Euler and Navier-Stokes equations. 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, the fact that they can cope with unstructured meshes - hence complex geometries-, and adaptivity in polynomial degree as well as mesh refinement (p-, h- and hp-adaption).

Lösungsweg:

We consider explicit DG schemes formulated in a space-time context and called the Space-Time Expansion DG scheme (STE-DG). Within the ADIGMA project the focus lies on the improvement of two main aspects:

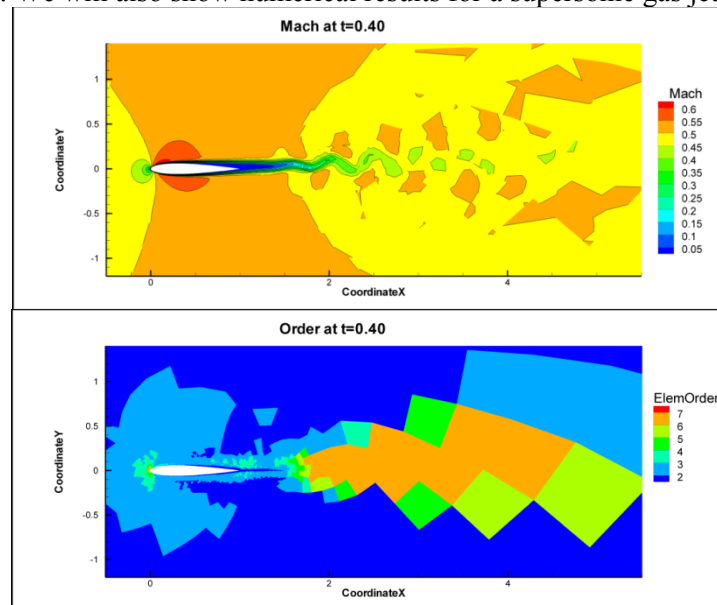
Increase of efficiency in the temporal and spatial discretization. The scheme's stencil itself is very compact, because each cell requires only flux data from the von Neumann neighbors. By means of the space-time prediction, we can give up the assumption that all grid cells run with the same time step and introduce local time-stepping. We do not have any longer a common time level. Each cell may evolve in time with its own local time step Δt_i which has to satisfy a local stability restriction, depending on the grid cell diameter as well as on the order of accuracy $p+1$. The local time-stepping avoids the strong decrease of the efficiency due to the CFL condition. The cells are only synchronized at certain pre-defined time levels for output.

The shock capturing property. For problems where shocks and other discontinuities are involved, our discontinuous Galerkin scheme like any other high order scheme requires a special strategy in order to avoid Gibbs-type oscillations. First a strategy for detecting these troubled zones or cells is needed. Then, one aims at preventing the numerical scheme from producing spurious oscillations in the vicinity of these regions. Hereby, our goal is to minimize the amount of data from the neighboring elements next to the troubled zone for two reasons: High order discontinuous Galerkin schemes typically make use of large cells. Thus, if too much data from large neighbor elements is required for a smooth reconstruction of the troubled zone, the precision of the solution cannot be maintained. And secondly, when using the local time-stepping framework, obtaining neighbor information can cause problems or may lead to inefficiency.

We have adopted the artificial viscosity approach as described by Persson and Peraire to our explicit unsteady scheme STE-DG. Where we try to resolve the shock within the relatively large grid cells forming a narrow viscous profile by locally adding some amount of artificial viscosity. This amount, however, can be estimated from the grid properties, the value given by the shock indicator and an additional parameter.

Ergebnis:

The figures show the numerical results for the ADIGMA MTC 3 test case. It is a numerical simulation of the fluid flow around a NACA0012 airfoil with the following parameters, angle of attack $\alpha=2^\circ$, free stream Mach number $Ma_\infty=0.5$ and the free stream Reynolds number $Re_\infty=5000$ based on the length of the airfoil $c=1.0$. It is a laminar but yet unsteady flow computation till $t_{\text{end}}=0.4\text{s}$, on an unstructured mesh. The simulation was conducted in such a way that for the first half of the time -till $t=0.2\text{s}$ - the approximation order was fixed to 2nd order and after that released to adapt to the optimal or desired value between two and seven. Only when doing that the vortex street formation can be observed in the following figure. We will also show numerical results for a supersonic gas jet.



Fluid flow around NACA0012 local Mach number (top) and computational element order (bottom) at $t_{\text{end}} = 0.4\text{s}$.

Literatur:

Ch. Altmann, A. Taube, G. Gassner, F. Lörcher, and C.-D. Munz. Shock detection and limiting strategies for high order discontinuous Galerkin schemes. In 26th International Symposium on Shock Waves, Göttingen, Germany, July 2007.

D. Balsara and C.-W. Shu. Monotonicity preserving weighted essentially non-oscillatory schemes with increasingly high order of accuracy. J. Comput. Phys., 160:405-452, 2000.

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.

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:

The viscosity distribution is not yet parameter free and we are currently investigating the hp-adaptivity behavior in connection with the Shock Capturing. Furthermore, we will conduct 2 and 3D simulations on the M219 cavity case.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren/Aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Nicolas Thouault, PD Dr.-Ing. Christian Breitsamter,
Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16150
Telefax: 089/289-16139
e-mail: nicolas.thouault@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Dipl.-Ing. Corin Gologan, Dr.-Ing. Jost Seifert; Bauhaus Luftfahrt e. V.

Thema: Fan-in-wing aerodynamic characteristics in transition flight

Ausgangssituation:

Vertical and Short Take-Off and Landing aircraft (V/STOL) can be an alternative for short to medium range aircraft, to relieve congestion on airports and face the increase in air transportation traffic. The lift-fan is a potential solution to provide additional lift for V/STOL capability. Installed in a wing, a fan has a significant influence on the wing performance. The fan-in-wing configuration features a complex flow topology characterized by a coupling between the fan aerodynamics and the wing external aerodynamics.

Ziel:

The objective of the present investigation is a detailed flowfield analysis based on numerical results obtained by Unsteady Reynolds-Averaged Navier–Stokes (URANS) computations and a comparison with experimental data. More precisely, one goal is to document the flow properties of this non-idealized jet-in-cross-flow (JICF) configuration.

Lösungsweg:

A generic model has been constructed and tested in wind tunnel to provide a wide range of experimental data (force measurements, surface static pressure measurements, Stereo Particle Image Velocimetry and wool-tufts visualisation [1]) for validation of CFD results. The model airfoil is of NACA 16-020 type. The wing half model has an aspect ratio of 2.3, a semi span area of 0.683 m^2 , a taper ratio of 0.71, and 0 deg sweep of the 50% root chord line. One fan is installed in the rear part at 0.12 wing span from the root chord (Fig. 1a). The model fan is composed of two stages, a four-bladed rotor and four-bladed stator. The engine is located inside the stator and, therefore, gives a realistic configuration with no external device around the wing. The entire wind tunnel model geometry has been reproduced numerically with minimum approximations and meshed using a multiblock structured mesh approach (Fig. 1b). The domain surrounding the fan is set as sliding mesh to model the fan rotation. URANS calculations are conducted with the $k-\omega$ SST model using commercially available flow simulation software (ANSYS CFX).

Ergebnis:

Time-averaged results over a fan revolution show a satisfactory agreement with experimental data [2]. The simulation predicts vortical structures also observed in the Large Eddy Simulation of Yuan et al. [3]. However, the URANS approach is not suitable to predict smaller turbulence length scales (for instance the roller structures originating from Kelvin-Helmholtz instability of the jet shear layer [3]) but remains affordable to simulate this fan-in-wing configuration in terms of computational costs. Resolved structures on the wing lower side and downstream of the jet nozzle are indicated by a Q-isosurface in Fig. 2.

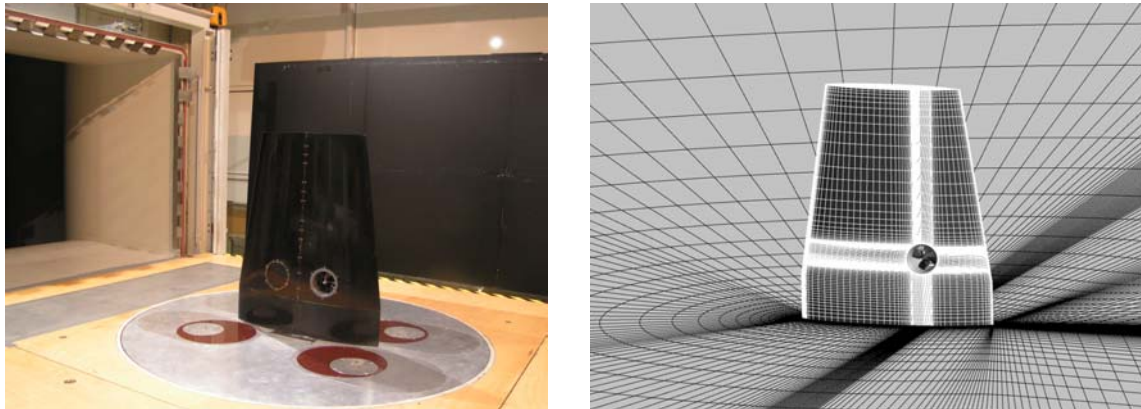


Figure 1: a. model mounted in wind tunnel, b. surface mesh on the wing upper side

The jet rolls up in a Counter-rotating Vortex Pair (CVP) which is the dominant downstream structure. On the lateral edges of the nozzle, vortex tubes (called hanging vortices [3]) are predicted by the simulation. The vorticity contained in these vortices contributes to the CVP circulation. An arch-like structure, resulting in the detachment and shedding of the hanging vortices into the main flow, is observed above the jet exit. A horseshoe vortex is formed due to the adverse pressure gradient upstream of the jet exit. The present configuration is a non-idealized JICF problem which differs from classical setups. An interaction of the CVP with the wing trailing-edge vortices occurs downstream of the fan exit. Flow separation on the hub generates two quasi-steady vortices in the center of the jet main body. Vortical structures formed by flow separation on the fan blades and on the inlet lip are convected to the fan exit. These structures are then stretched vertically by the local strain field. The spanwise pressure gradient on the wing and the structures issuing the fan nozzle influence the vortex shedding.

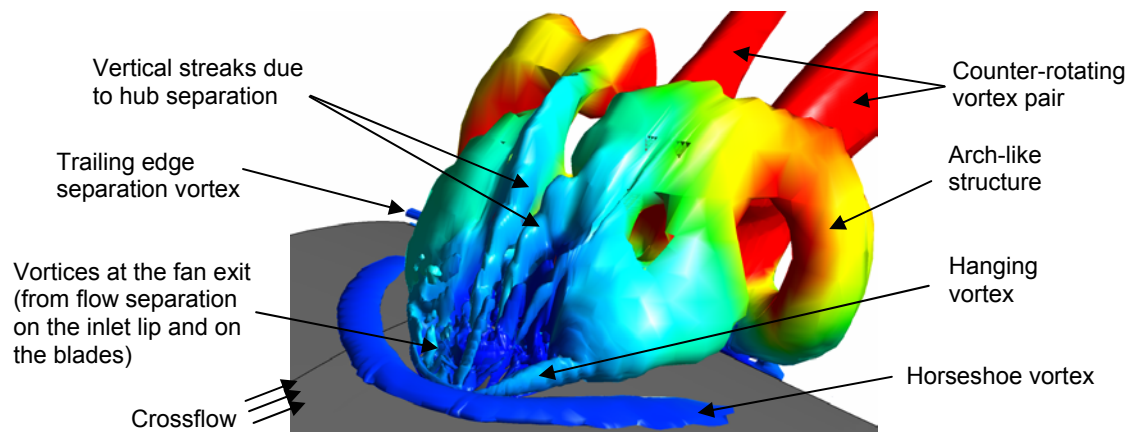


Figure 2: Resolved structures on the wing lower side indicated by a Q-isosurface ($Q = 1.2 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$). The fan rotational speed is 26,200 rpm, the angle of attack is 0° and the freestream velocity is 40 m/s

Weiteres Vorgehen:

The unsteady behavior of the wing lower side vortical structures will be analyzed and other RANS turbulence models will be tested and compared to experimental data.

Literatur:

- [1] N. Thouault, C. Breitsamter, N. A. Adams, C. Gologan, J. Seifert, *Experimental Investigation of the aerodynamic characteristics of generic fan-in-wing configurations*, The Aeronautical Journal, Vol. 113, No. 1139, paper No. 3338, 2009.
- [2] N. Thouault, C. Breitsamter, N. A. Adams: *Numerical and Experimental Analysis of a Generic Fan-in-Wing Configuration*, Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, pp. 656-666, 2009.
- [3] L. L. Yuan, R. L. Street, J. H. Ferziger, Large-eddy simulations of a round jet in cross flow, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 379, pp. 71-104, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Supersonic/Turbulent
Ansprechpartner: Vamshi Togiti*, Michael Breuer*
Institution: *DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Spacecrafts
*Institute of Fluid Mechanics, University of Erlangen-Nürnberg

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3358
Telefax: (0531) 295-2320
e-mail: vamshi.togiti@dlr.de*
mbreuer@lstm.uni-erlangen.de*

Topic:

Detached-Eddy Simulation of Supersonic Flow Past Cylindrical Aft Body With and Without Base Bleed

Introduction:

The supersonic flow over a cylindrical afterbody represents the kind of flow phenomenon which occurs in flows around rockets, projectiles and missiles. The most important issue for the above mentioned vehicles is total drag. The total drag can be divided into three components. The first is the pressure drag (excluding base), the second is the viscous drag and, finally, the base drag, which is due to the low pressure acting on the area of the afterbody. The base drag yields a major contribution which can be up to 50–60% of the total drag. In the past, several methods to reduce the base drag have been developed, including afterbody boat-tailing, base bleed and base cavities. These methods modify the wake flow field in a way that the pressure along the base increases which eventually decreases the base drag.

In supersonic afterbody flows (base flow without bleed), the on-coming turbulent boundary layer separates at the base corner, undergoes an expansion and forms a free shear layer which separates the outer inviscid flow from the large recirculation downstream of the base. As the free shear layer approaches the axis of symmetry, the flow tries to realign with the axis undergoing a re-compression process which subjects the shear layer to a strong pressure gradient. A part of the free shear layer, which can not overcome the pressure gradient, is forced towards the cylinder base. A free stagnation point, where the mean streamwise velocity vanishes along the axis, separates the recirculation region behind the base and the turbulent wake. In the flow case with base bleed, where low speed air is injected through the base region, the recirculation behind the base is moved downstream of the base and an additional forward stagnation point is created. This shift in the location of the recirculation weakens the re-compression shock, resulting in an increase of the base pressure and leading to a reduction in the base drag.

Numerical simulation of such complex flows using direct numerical simulation (DNS) is computationally very expensive. Turbulence models (RANS or LES) are required to solve these flows numerically. The detached-eddy simulation (DES) proposed by Spalart et al. [1] is a hybrid method which combines Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) and large-eddy simulation (LES) in such a way that DES works as a RANS model close to solid walls and as a LES in separated regions. The advantage of this technique is that flows involving thin boundary layers and large separation regions can be computed with moderate computational effort.

Objectives:

The main objective of the present work is to investigate supersonic base flow and base flow with bleed using DES and to evaluate the predictive capabilities of DES by comparing numer-

ical predictions with available experimental data, which include boundary layer profiles, the pressure distribution along the base, centerline velocity profiles, and the distributions of the Mach number, the resolved Reynolds stresses and the turbulent kinetic energy.

Test case and numerical methodology:

The configuration investigated is based on the experimental work done by Herrin & Dutton [2] and Mathur & Dutton [3]. In the experiments the free-stream Mach number is set to 2.46, the Reynolds number based on the diameter of the cylinder base is $2.85 \cdot 10^6$ and the mass injection parameter I , defined as the ratio of bleed mass flow rate to free-stream mass flow through base area, is zero for the case without bleed and 0.0075 for the case with bleed. In the present study, structured grids with a resolution of about 3 million points are used. The computations are carried out using the DLR TAU-code, which is an unstructured compressible flow solver. The convective fluxes are approximated by an advection upstream splitting method, AUSM⁺-UP, and the diffusion fluxes are evaluated by a central scheme. The time advancement is done using an implicit dual time-stepping scheme of second-order accuracy with an implicit lower-upper symmetric Gauß-Seidel algorithm, LUSGS.

Results:

In the case of base flow without bleed, the distributions of the mean Mach number, the streamwise and normal velocity and the mean pressure coefficient along the cylinder base are in good agreement with the experiments (see Fig. 1). However, the length of the recirculation is slightly overpredicted and the second-order statistics, e.g., resolved Reynolds stresses and turbulent kinetic energy, are slightly underpredicted in the shear layer. The reason for this discrepancy is thought to be insufficient grid resolution in the shear layer, which has to be verified by additional predictions. As computations for the flow case with base bleed are underway, no conclusions are drawn yet, but the results will be available for the final paper.

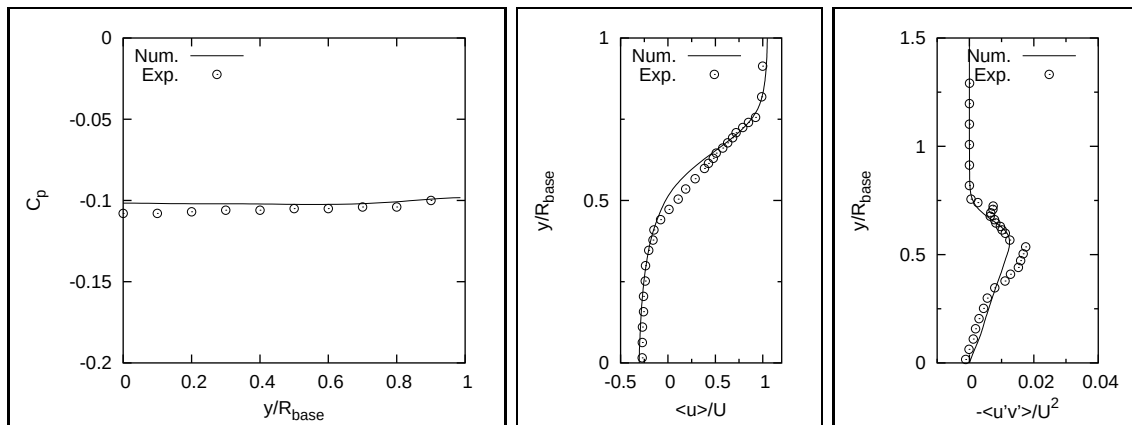


Figure 1: Left: mean pressure coefficient along the cylinder base; Middle: mean velocity profile at $x/R_{base} = 1.57$; Right: resolved Reynolds stress profile at $x/R_{base} = 1.57$ for base flow without bleed.

References:

- [1] Spalart, P.R., Jou W-H., Strelets M., Allmaras, S.R. (1997). Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach. *Advances in DNS/LES, 1st AFSOR Int. Conf. on DNS/LES, Greyden Press, Col., OH.*
- [2] Herrin, J. L., Dutton, J. C., *Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody*. AIAA Journal, **32**(1):77, Jan. 1994.
- [3] Mathur, T., Dutton, J. C., *Base Bleed Experiments With a Cylindrical Afterbody in Supersonic Flow*. J. Spacecrafts and Rockets, **33**:30, 1996.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Christoph Wolf

Institution: Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-7092298

Telefax: 0551-7092416

e-mail: christoph.wolf@dlr.de

weitere Partner: Axel Raichle, DLR Braunschweig, AS-C²A²S²E
Tobias Knopp, Dieter Schwamborn, DLR Göttingen, AS-C²A²S²E

Thema: Chimera Simulationen transportierter großskaliger
Wirbelstrukturen und deren Interaktion mit Tragflügeln

Ausgangssituation:

Hochauftriebskonfigurationen bewegen sich an den Grenzen des Flugbereichs und sind somit besonders anfällig für Strömungsablösungen. So kann das Auftreffen einer großskaligen atmosphärischen Störung auf ein Flugzeug im Landeanflug ein Überziehen verursachen, was im Extremfall zum Absturz des Flugzeugs führen kann. Numerische Simulationen können die Auswirkungen der Interaktion auf das Flugzeug aufzeigen, was eine bessere Risikoabschätzung ermöglicht.

Ziel:

Ziel des Projektes ist die Etablierung einer Simulationsmethodik zur Berücksichtigung von großskaligen Wirbeln in der Anströmung mit dem DLR TAU Code durch Nutzung der Chimera-Technik. Die Anwendbarkeit dieser Methodik wird für die Interaktion eines analytisch vorgegebenen Wirbels mit einem Tragflügelprofil demonstriert. Es soll gezeigt werden, dass hierdurch der Einfluss der numerischen Dissipation auf den mit der Anströmgeschwindigkeit mitbewegten Wirbel ausreichend klein gehalten werden kann. Anschließend wird untersucht, ob die Interaktion von Wirbel und Profil einen Strömungsabrisß am Profil verursacht und welchen Einfluß die Wechselwirkung auf Auftrieb, Widerstand und Moment hat. Auch soll untersucht werden, ob die Wirbel-Profil-Interaktion durch ein in harmonischer Nickbewegung schwingendes Profil hinreichend genau approximiert werden kann.

Lösungsweg:

In zwei RANS-Simulationen wird ein NACA 0012 Profil bei 0° Anstellwinkel bzw. ein Onera-A Profil bei 13.3° Anstellwinkel betrachtet. Da hybride Gitter weit entfernt vom Profil sehr grob sind, würde hier eine Initialisierung des Wirbels zur raschen numerischen Dissipation desselben führen. Deshalb wird mithilfe der Chimera-Technik ein zweites, ausreichend feines kartesisches Wirbelgitter mit dem Profilgitter verknüpft. Nachdem der Wirbel auf das Wirbelgitter initialisiert wurde, werden beide simultan mit der Anströmgeschwindigkeit in Richtung des Profils transportiert. Unmittelbar vor Erreichen des Profils wird das Wirbelgitter angehalten, der Wirbel jedoch weiterbewegt, so dass er schließlich über den Chimera-Rand auf das nun ausreichend feine Profilgitter interpoliert wird. Die Interaktion von Wirbel und Profil findet ausschließlich auf dem Profilgitter statt.

Ergebnis:

Mithilfe der Chimera-Technik wird die numerische Dissipation des Wirbels ausreichend minimiert und gleichzeitig der numerische Mehraufwand begrenzt. Während in der Simulation am NACA 0012 Profil aufgrund des geringen Anstellwinkels kein Überziehen stattfindet, ist im Fall des Onera-A Profils infolge der Wechselwirkung mit der gestörten Anströmung deutlich ein Strömungsabrisß erkennbar. In beiden Simulationen ist ein großer Effekt der Interaktion auf Auftrieb, Widerstand und Moment nachweisbar. Die vergleichende Simulation eines harmonisch nickenden Profils erweist sich als unzureichende Näherung der Wirbel-Profil-Interaktion.

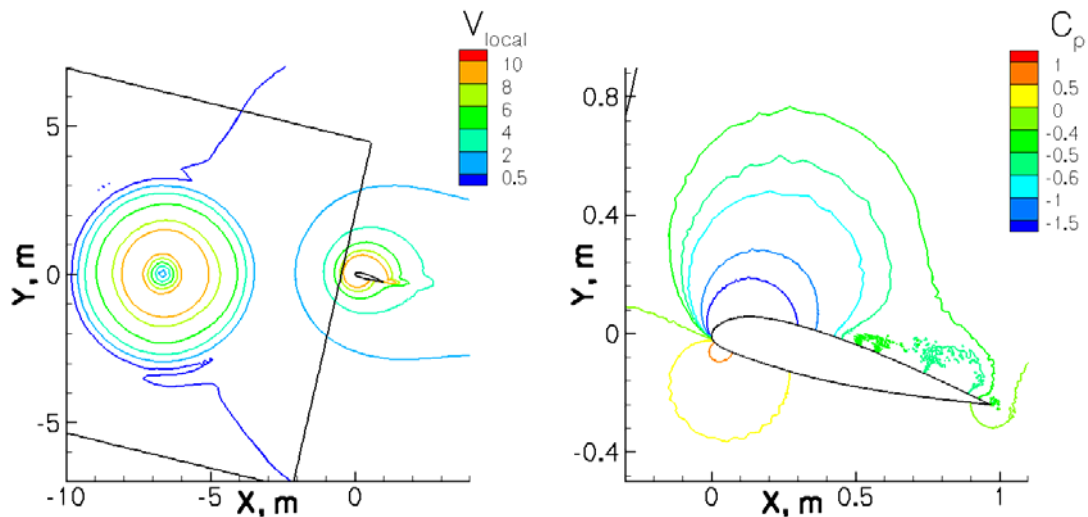


Abbildung 1: Darstellung der Strömung vor und während der Interaktion eines Wirbels mit einem ONERA-A Profil bei $Re=2$ Mio., $M=0.15$, Anstellwinkel 13.3° . Links: Wirbel und Profilströmung haben noch nicht interagiert. Der Wirbel befindet sich noch auf dem Vordergrundgitter. Rechts: Die C_p -Verteilung am Profil zum Zeitpunkt der Interaktion lässt einen Strömungsabrisß ab etwa der halben Profiltiefe erkennen.

Literatur:

Petersson, N. A.: "Hole-Cutting for three-dimensional overlapping grids." SIAM Journal on scientific computing, Society for industrial and applied mathematics, Vol. 21, No. 2, pp.646-665, 1999.

Schwarz, T.: "Ein blockstrukturiertes Verfahren zur Simulation der Umströmung komplexer Konfigurationen." DLR-Forschungsbericht 2005-20, 122 S., ISSN 1434-8454, 2005.

weiteres Vorgehen:

Um die bei einer Strömungsablösung auftretenden kleinskaligen Strukturen besser zu berücksichtigen, soll ein modifizierter DES-Ansatz entwickelt werden. In diesem werden anhand eines Sensors turbulente Strukturen detektiert und somit der Übergang von RANS-LES-Bereichen gesteuert. Ein weiteres Ziel ist die Validierung der Methodik durch Vergleich der Simulation mit neu zu gewinnenden experimentellen Daten für großskalige generische, von einem schnell schwingenden Profil erzeugten Wirbel. Zusammen mit der Chimera-Technik soll die DES auf komplexere 3D-Konfigurationen angewendet werden. Langfristiges Ziel ist dabei die genaue Vorhersage von Strömungsablösungen aufgrund von Interaktionen mit großskaligen Wirbeln in der Anströmung.

Datum: 30.6.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsbeeinflussung in Natur und Technik

Ansprechpartner: Stephan Klän

Institution: Aerodynamisches Institut Aachen, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 5a
52062 Aachen

Telefon: 0241 – 809 48 82

Telefax: 0241 – 809 22 57

e-mail: s.klaen@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: Schwerpunktprogramm 1207 der
Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: From Owl Flight to Future Wing Design

Ausgangssituation:

In the last couple of decades air traffic has continuously increased. The number of starting and landing airplanes and the size of airports have rapidly grown to manage the vast number of passengers. In other words, more and more people live in the direct neighborhood of airports and suffer from air traffic noise. Nowadays air traffic is so dense that take-off and landing have been extended even into the night leading to an increase of the disturbance to airport residents. However, it is a must to decrease the noise level and as such the noisy plight of airport neighbors. Thus, noise emission of airplanes is one major issue to airports and the design of future aircraft (Lilley, 2004). To minimize the disturbance of the environment surrounding the airport, it will be necessary to develop new strategies to sufficiently reduce the emission of noise by airplanes (Hileman et al., 2007).

It is known for long that owls fly very silently. Not much effort has been made to understand the mechanisms that lead to noise reduction on the owl wing, even though unique features of the owl wing have been identified in the first half of the 20th century (Graham, 1934). Those are the leading edge serration, the velvet-like upper surface, the trailing edge fringes and the overall geometry, i.e. elliptical planform and a thickness distribution that is mainly located close to the leading edge.

Ziel:

Since the aeroacoustic field is always determined by the flow field over any kind of configuration and its interaction with the surface, it is a must to understand the flow physics first before a clear relation between various geometric features and the acoustic field can be derived. For this reason, this project focuses on the aerodynamics of a novel airfoil the geometry of which is related to that of an owl.

To be more precise, it is the main interest to understand the aerodynamics of the owl wing and how it is influenced by the owl-specific structures.

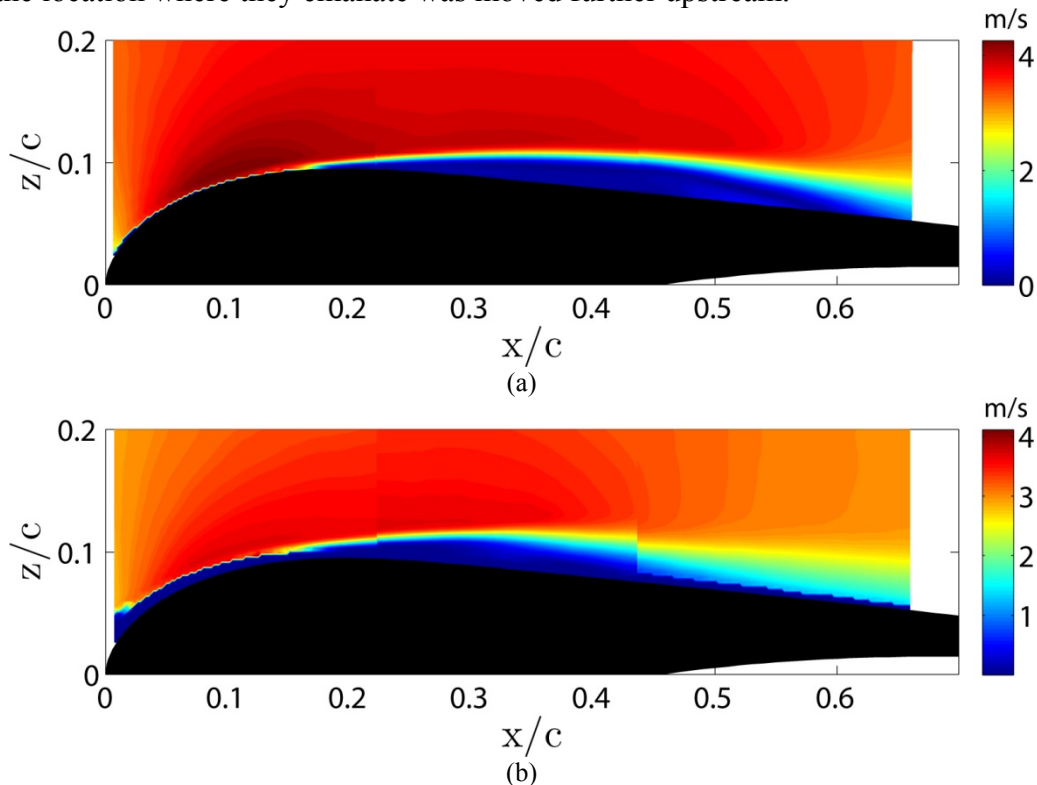
Lösungsweg:

To investigate the influence of the owl specific structures, a three-dimensional and a quasi-2D wing models with a geometry based on the wing of an owl were constructed. First, a wing with a clean surface was investigated to define a reference flow. Thereafter, the upper surface was covered with velvet to imitate the natural surface structure of the owl wing. The flow

fields of the quasi-2D wing with clean and with velvet surface have been investigated using particle-image velocimetry and hot-wire anemometry.

Ergebnis:

First measurements of the quasi-2D wing model with clean surface show a transitional separation bubble. Applying velvet, similar to the natural surface structure, the size of the separation bubble was reduced and the transition onset moved upstream. Using spatial two-point correlations, the size of occurring flow structures and the location where they emanate were estimated. It was found, that the size of structures was reduced significantly. At the same time, the location where they emanate was moved further upstream.



Averaged velocity field for the clean (a) and the velvet (b) wing at $Re_c=40,000$ and $\alpha=0^\circ$.

Literatur:

Graham RR (1934) The silent flight of owls. Journal of the Royal Aeronautical Society 38:837–843

Hileman J, Spakovszky Z, Drela M, Sargant M (2007) Airframe design for "silent aircraft". In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-453

Lilley GM (2004) A quest for quiet commercial passenger transport aircraft for take-off and landing. In: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2004-2922

Weiteres Vorgehen:

First measurements to investigate the influence of the velvet surface indicate that the owl-specific structures are essential for the flow field of the owl wing and, thus, for the silent but still maneuverable flight of the owl. Next, the investigation will be extended to the fully three-dimensional wing. Besides the influence of the velvet-like surface, the impact of the leading edge serrations on the flow field will be examined.

Mitteilung

Fachkreis:	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner:	J. Nitzsche	
Institution:	DLR, Institut für Aeroelastik	Telefon: 0551-7092375
		Telefax: 0551-7092862
Adresse:	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	e-mail: jens.nitzsche@dlr.de
weitere Partner:	K. J. Brouwers, TU Delft	
Thema:	Numerische Untersuchung aerodynamischer Resonanz bei transsonischer Profilumströmung mit stoßinduzierter Ablösung	

Ausgangssituation: Bei transsonischer Umströmung von Tragflügeln können jenseits kritischer Anströmbedingungen (Mach-Zahl und Anstellwinkel α) – allein bedingt durch die Wechselwirkung von Stoß und Grenzschicht – niederfrequente, selbsterregte Stoßschwingungen großer Amplitude beobachtet werden (sog. Shock Buffet). [1] Die Eignung URANS- oder DES-basierter CFD-Verfahren diese rein aerodynamischen Schwingungen qualitativ abzubilden, konnte bereits mehrfach demonstriert werden. [2, 3] Der eigentliche Mechanismus hinter der Selbsterregung ist jedoch Gegenstand anhaltender Diskussion.

Ziel: Ein Teilziel im DLR-Projekt *RETTINA* ist u.a. ein besseres Verständnis der Shock-Buffet-Instabilität und deren robuste Modellierung. Untersucht wird dazu zunächst die Fixpunktstabilität des stationären Strömungsfeldes unterhalb der sog. Buffetgrenze durch Aufbringen kleiner impulsartiger oder harmonischer Störungen. Von Interesse ist dabei das Ausschwingverhalten der Lösung im Zeitbereich bzw. das Übertragungsverhalten im Frequenzbereich.

Lösungsweg: Simuliert wird die instationäre Umströmung des superkritischen Profils BAC 3-11 bei $Ma=0.75$ und $Re=4.5 \times 10^6$. Zur Anwendung auf einem groben, hybriden 2D-Netz mit Fernfeldrandbedingungen kommt der unstrukturierte URANS-Löser TAU mit dem LEA-k- ω -Turbulenzmodell. Die Buffetgrenze wird ermittelt durch gleitendes, quasi-stationäres Verfahren von α bis zum Einsetzen der selbsterregten Oszillationen. Anschließend werden für $\alpha=\text{const}$ unterhalb der Buffetgrenze stationäre Strömungsfelder berechnet und diese im Zeitbereich harmonisch angeregt. Dies erfolgt mittels Deformation der Profilgeometrie in Form einer 25%-Hinterkantenklappenrotation oder durch starre Rotation des gesamten Profils um den Viertelpunkt mit Amplituden von jeweils 0.01° . Die geringe Störungsamplitude bewirkt, dass im eingeschwungenen Zustand alle Feldgrößen einfach harmonisch mit der Anregungsfrequenz antworten (Linearität). Identifiziert werden die instantane Stoßposition sowie ggf. Ablöse- und Wiederanlegepunkte.

Ergebnis: Bei $\alpha=0^\circ$ ist die Übereinstimmung mit experimentellen Druckverteilungen zufriedenstellend. Von dieser Lösung ausgehend setzt nach Erhöhung von α bei 5.5° katastrophenartig das Shock Buffet ein. Eine ausgeprägte Hysterese wird sichtbar beim Zurückfahren von α : Die stabilen Grenzyzyklusschwingungen halten diesmal bis 4.5° an. Die reduzierte Grenzyzyklusfrequenz liegt bei ca. 0.6. (siehe Abb. 1)

Abb. 2 zeigt die Wanderung von Stoß und Ablösung 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 mittlere $\alpha=(0^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ)$ wurde das stationäre Strömungsfeld mittels kleiner Klappenschwingungen bis zu einer reduzierten Frequenz von $\omega^*=1$ harmonisch gestört. Die Frequenzgänge für den Profilauftrieb c_l sind in Abb. 3 zu sehen. Mit zunehmendem α entwickelt sich aus einem zunächst monoton fallenden Verlauf der Antwortamplitude eine deutliche Resonanzüberhöhung mit zunehmender Frequenz und abnehmender Dämpfung. Es stellt sich ein zunehmend steiler werdender Phasensprung ein. Abb. 4 zeigt die Dynamik von Stoß und Ablösepunkt bei Erregung durch Starrkörperrotation. Im stationären Fall ($\omega^* \rightarrow 0$) schwingt der Stoß invers ($+180^\circ$). Für hohe Frequenzen schwingt er nahezu in Phase (0°). Der Übergang (außer Phase $+90^\circ$) liegt exakt bei der Resonanz- bzw. späteren Shock-Buffet-Frequenz.

Weiteres Vorgehen: Zu klären sind u.a. folgende Fragen:

1. Warum schwingt das Strömungsfeld überhaupt mit Einsetzen der Ablösung bzw. wie sieht der Rückkopplungsmechanismus in der unterkritischen Shock-Buffet-Eigenform aus? (lineares Problem)
2. Warum entdämpft sich diese Eigenform mit zunehmendem Anstellwinkel bis zur Selbstverstärkung? (lineares Problem)
3. Lassen sich 1. und 2. mit Hilfe eines linearisierten RANS-Lösers als Eigenwertproblem behandeln?
4. Woher kommt oberhalb der Stabilitätsgrenze die Amplitudenbegrenzung des Shock-Buffet-Grenzyzyklus? (nichtlineares Problem)

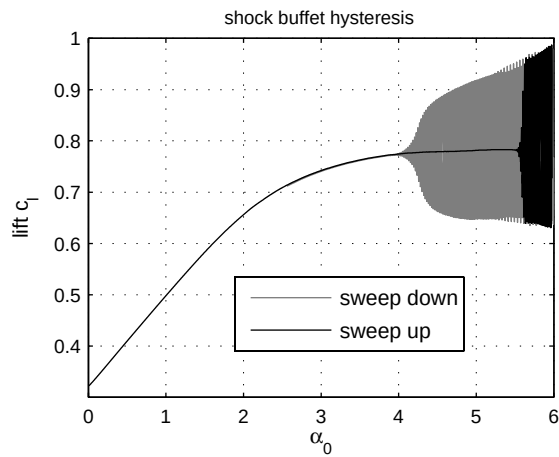


Abb. 1: Verlauf des Profilauftriebs c_l während des gleitenden Auf- und Abwärtsverfahrens des Anstellwinkels α

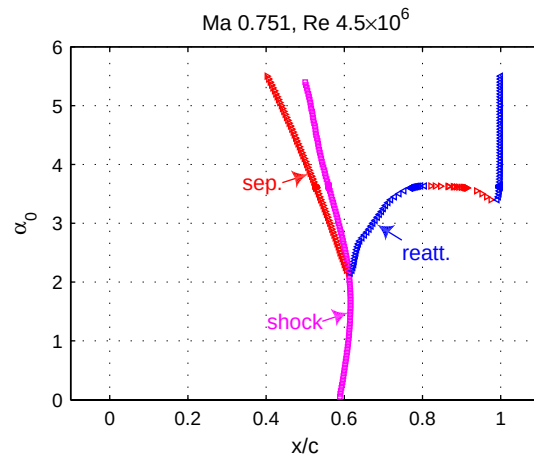


Abb. 2: quasistationäre Bewegung von Stoß und Ablösegebieten auf der Oberseite während gleitender Änderung des Anstellwinkels α von 0° nach 5.5°

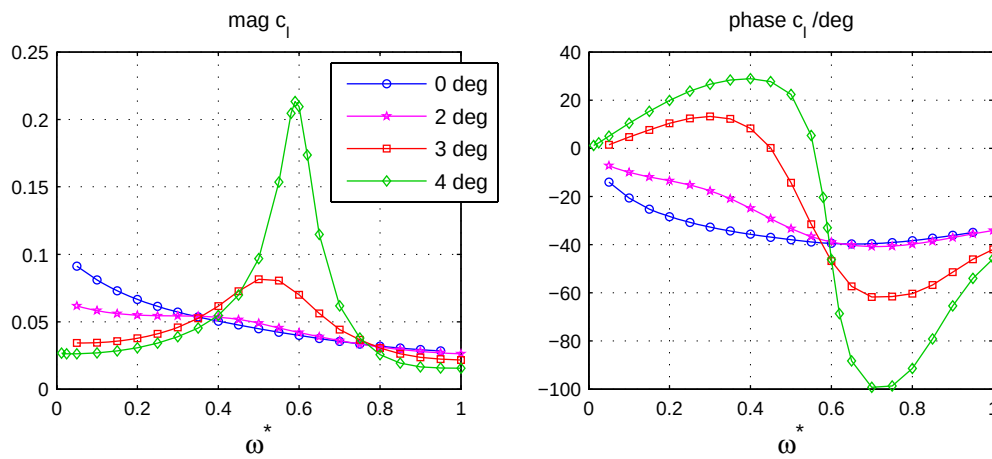


Abb. 3: Frequenzgang des Auftriebs bei Erregung durch Klappenrotation für die mittleren Anstellwinkel 0° und 2° (keine Ablösung), 3° (Ablöseblase), 4° (vollständige, stoßinduzierte Ablösung)

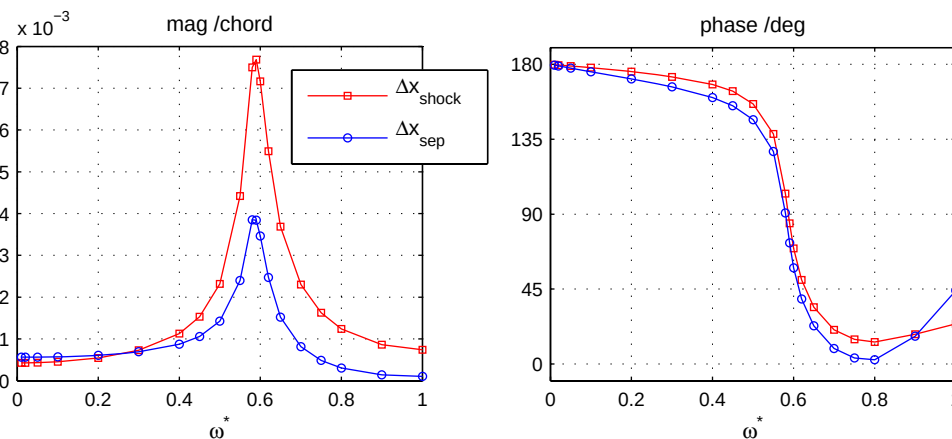


Abb. 4: Frequenzgang der Verschiebungsantwort von Stoß und Ablösepunkt für den mittleren Anstellwinkel 4° bei Erregung durch Starrkörperrotation. In der Resonanz schwingt der Stoß exakt außerphasig ($+90^\circ$), unterhalb der Resonanz gegenphasig ($+180^\circ$), oberhalb nahezu in Phase (0°).

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

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Instationäre Aerodynamik, Ablösung, Niedrige Reynoldszahlen

Ansprechpartner: D. Rival, M. Sharman und C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166201
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: rival@aero.tu-darmstadt.de

Thema: **Numerische und Experimentelle Untersuchung an einem Profil mit abgelöster Strömung bei kleinen Reynoldszahlen**

Ausgangssituation:

Die Ausbildung, Verstärkung und Kontrolle des Vorderkantenwirbels an Libellenflügeln sind von übergeordneter Bedeutung für die Auftriebserzeugung der Libelle im Flug. Am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA) findet experimentelle Forschung zu aerodynamischen Interferenzen zwischen zwei bewegten Flügeln im Windkanal statt. Diese Erkenntnisse können für die Entwicklung leistungsfähiger Micro Air Vehicles (MAVs) genutzt werden. Gleichzeitig wurden numerische URANS Simulationen durchgeführt, um den Parameterraum einzugrenzen [1]. Vorderkantenwirbel sind charakteristisch beim so genannten *Dynamic-Stall* Prozess [2]. In diesem Prozess wird die Ablösung verzögert, so dass dynamisch Auftriebsbeiwerte oberhalb des stationär maximalen Anstellwinkels erreicht werden können. Danach löst sich die Grenzschicht ab und es bildet sich eine vollkommen abgelöste Strömung aus. Die numerische Berechnung dieses Strömungsbereichs stellt nach wie vor eine Herausforderung für URANS Simulationen dar, aufgrund starker dreidimensionaler Effekte.

Ziel:

Daher ist das Ziel dieser Arbeit den Gültigkeitsbereich von URANS Simulationen für die Vorhersage von Auftriebs- und Widerstandskräften an einem stationären Profil am und oberhalb des maximalen Anstellwinkels bei einer Reynoldszahl von 30000 und 60000 zu bestimmen. Darüber hinaus soll die Möglichkeit dreidimensionale Effekte der abgelösten Strömung mit DES zu berücksichtigen, geprüft werden. Zur Validierung stehen Kraft- und PIV-Messungen zur Verfügung.

Lösungsweg:

Die numerischen Berechnungen wurden mit dem kommerziellen Softwarepaket Fluent 6.4 durchgeführt. Die Berechnungsdomäne wurde mit einem strukturierten O-Gitter diskretisiert. Die Messungen erfolgten im Eiffelkanal der TU Darmstadt an einem SD7003 Profil. Mit der Anwendung von Piezoelektrik-Kraftsensoren werden die zeitaugelösten Auftriebs- und Drehmomentbeiwerte aufgenommen. Die PIV-Messungen bilden den Bereich auf der Saugseite des Profils und den des Nachlaufs ab. Bei diesem Profil liegen die entsprechenden Anstellwinkel bei 8° und 20°.

Ergebnis:

Die DES Berechnungen weisen eine gute Übereinstimmung mit den Kraftmessungen auf. Für die URANS Simulationen zeigen sich gute Übereinstimmung im angelegten Strömungsbereich und ergeben wesentlich höhere Auftriebsbeiwerte im abgelösten Bereich. Die unten dargestellten Grafiken zeigen die dimensionslose Wirbelstärke für einen Anstellwinkel von 20° . Unterschiede zwischen der DES und den PIV Ergebnissen äußern sich in der Struktur der Wirbel. Deutlich sind der Vorder- und Hinterkantewirbel bei der DES zu erkennen, wobei die PIV-Messungen wesentlich stärkere Wirbelauflösungen belegen, als sie mit der DES abgebildet werden.

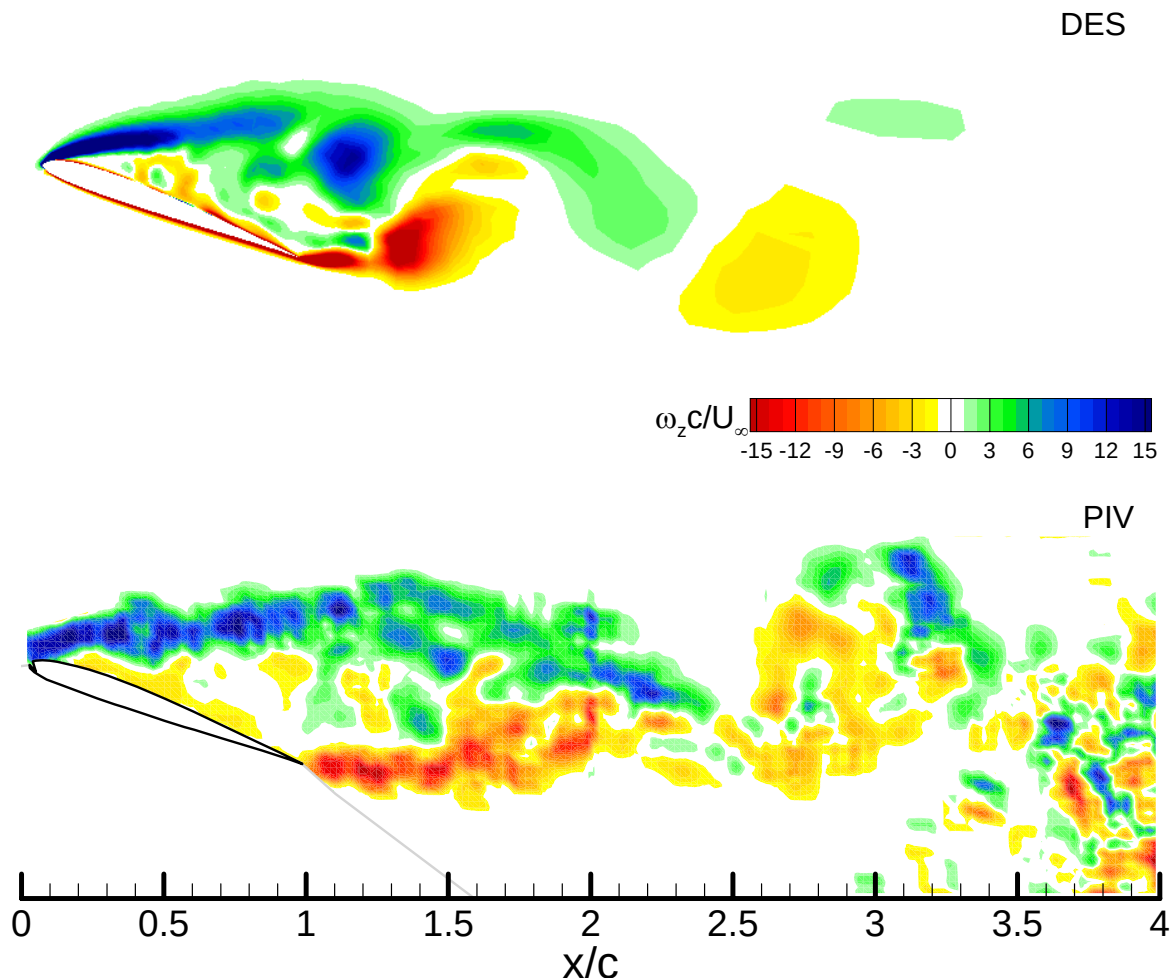


Abbildung 1: DES Berechnung im Vergleich mit PIV-Messungen bei $Re = 60000$ und $\alpha = 20^\circ$

Literatur:

- [1] Rival, D., Dumond, J. and Tropea, C., (2008) Lift Augmentation for Two Pitching and Plunging Airfoils in Tandem Formation. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2008-1441-439, Reno, USA
- [2] McCroskey, W. J., (1982) Unsteady Airfoils. Annual Review of Fluid Mechanics, 14:285–311

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Experimental Simulation and Test Techniques**Ansprechpartner:** T. Barth¹, C. Dankert², G. v. Roden², and J. Martinez Schramm²**Institution:** DLR - Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: ¹Lilienthalplatz 7 ²Bunsenstraße 10
38108 Braunschweig 37073 Göttingen
Tel.: 0531 295-2453
E-mail: Tarik.Barth@dlr.de

Thema: **Investigations to the Response Time of a Glued Thermocouple on the Basis of Experimental and Numerical Analyses**

Ausgangssituation:

There is often a problem with respect to the time response of an applied thermocouple for unsteady temperature measurement within a structure or fluid. Mainly, if the temperature is changing within a small time scale (milliseconds), the thermocouple is not able to measure exactly the gradients. An additional delay appears, if the thermocouple is glued together with the object, because the heat conduction of the glue is relatively low. Consequently, there are differences between the measured and the real temperature which have to be identified in order to interpret correctly the experimental temperature data.

Ziel:

At first, it should be shown that if the heating process is unsteady a glued thermocouple has, as a matter of principle, a distinct response time. This result should outline that an integration of a thermocouple using a glue connection should be avoided. The second objective is to identify the response time of a glued thermocouple which is bounded within a ceramic body.

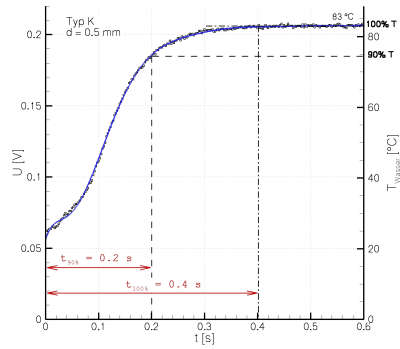
Lösungsweg:

The experimental study is based on two different experiments. The first one is a dipping experiment in water of a thermocouple without and with glue. Here, the thermocouple is dip into hot water while the time response will be measured. The second experiment takes place in the vacuum wind tunnel Göttingen (VxG). It consists of a ceramic body which is loaded by a hypersonic nozzle flow ($Ma \approx 4$). During the heating process the temperature at the back side of the body is measured by a glued thermocouple and by a thermo element which is pressed directly with the ceramic body without lagging. To

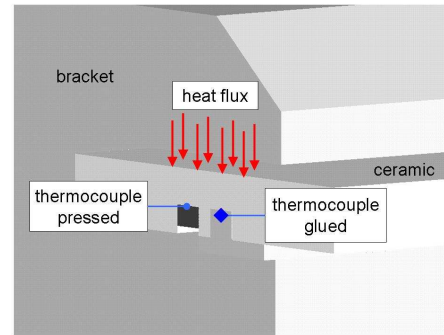
determine in the future the time response of a glued thermocouple, the experimental results will be used also for the assessment of a numerical simulation based on a coupled fluid-thermal computation using the DLR TAU-Code and the commercial ANSYS-Code.

Ergebnisse:

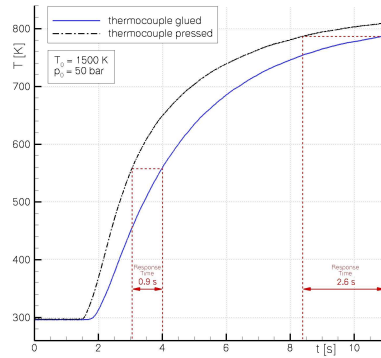
The main results of the experimental and numerical studies are summarized in **Figure 1**. At first, the dipping experiment already shows that the response time of the used thermocouple amounts to 0.2 seconds in order to reach 90 % of the final temperature. The second experiment (VxG) shows clearly the influence of the glue on the measurement. The response time between the pressed and glued thermocouple is at the end in the order of 2.5 seconds. Consequently, for an unsteady heating process a using of glued thermocouples should be avoided.



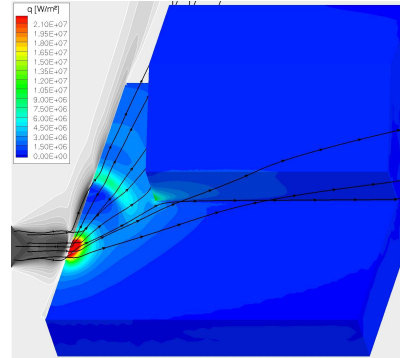
(a) Response time (dipping experiment)



(b) Experimental setup (VxG)



(c) Response time (VxG)



(d) Numerical heat flux ($T_{wall} = 300 K$)

Figure 1: Experimental and numerical results

Weiteres Vorgehen:

Further several analyses deal with the comparison between the numerical and experimental results of the VxG experiment.

Datum: June 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Analyse und Messverfahren

Ansprechpartner: Stefan Blume, Wolfgang Nitsche

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

Adresse: Marchstraße 12 **Telefon:** 030 – 314 26955
10587 Berlin **Telefax:** 030 – 314 22955
e-mail: stefan.blume@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: ---

Thema: **Eine automatisierte Messstrecke zur experimentellen Optimierung der aerodynamischen Eigenschaften von Hochauftriebskonfigurationen**

Ausgangssituation:

Der Entwurf von Hochauftriebssystemen moderner Verkehrsflugzeuge stellt eine komplexe, interdisziplinäre Herausforderung dar. Neben strukturellen und systemintegrativen Aspekten ist vor allem die aerodynamische Leistung des Hochauftriebssystems von Bedeutung, die den Anforderungen der unterschiedlichen Flugphasen gerecht werden muss. Die Optimierung der aerodynamischen Leistung eines Hochauftriebssystems erfordert die Untersuchung und Bewertung einer Vielzahl verschiedener Vorflügel- und Klappenkonfigurationen. Erfolgt die Optimierung experimentell am Windkanal, nehmen manuelle Modifikationen am Modell häufig mehr als 50% der Windkanalzeit in Anspruch, [1]. Durch eine Automatisierung der Hochauftriebselement-Positionierung könnte die Effizienz experimenteller Optimierungen deutlich gesteigert werden.

Ziel:

Ziel des Projektes ist die Entwicklung einer Messstrecke, die eine automatisierte Verstellung der Vorflügel- und Klappenposition einer zweidimensionalen Dreielement-Hochauftriebskonfiguration ermöglicht und für Untersuchungen und Optimierungen der aerodynamischen Eigenschaften von Hochauftriebskonfiguration eingesetzt werden kann.

Lösungsweg:

Mit Hilfe schrittmotorgetriebener Exzentertraversen, die in die Seitenwände der Messstrecke integriert sind, können der Vorflügel sowie die Klappe der Hochauftriebskonfiguration bei bündigen und geschlossenen Seitenwänden translatorisch und rotatorisch verfahren werden, so dass beliebige Spalte (*gap*), Überlappungen (*overlap*) und Ausschlagwinkel eingestellt werden können. Die aerodynamischen Kräfte und Momente werden an jedem Element der Hochauftriebskonfiguration individuell mit Hilfe seitenwandintegrierter Dehnmessstreifenwaagen erfasst, Abb. 1.

Ergebnis:

Die Messstrecke erlaubt sowohl die systematische Untersuchung (Abb. 2) als auch die Optimierung (Abb. 3) der aerodynamischen Eigenschaften von Hochauftriebskonfigurationen in Abhängigkeit von der Vorflügel- und Klappenposition. Da die Steuerung der Messstrecke, die Erfassung der aerodynamisch relevanten Größen sowie die Regelung des Windkanals über einen zentralen Messrechner erfolgen, können sämtliche Untersuchungen automatisiert durchgeführt werden.

STAB

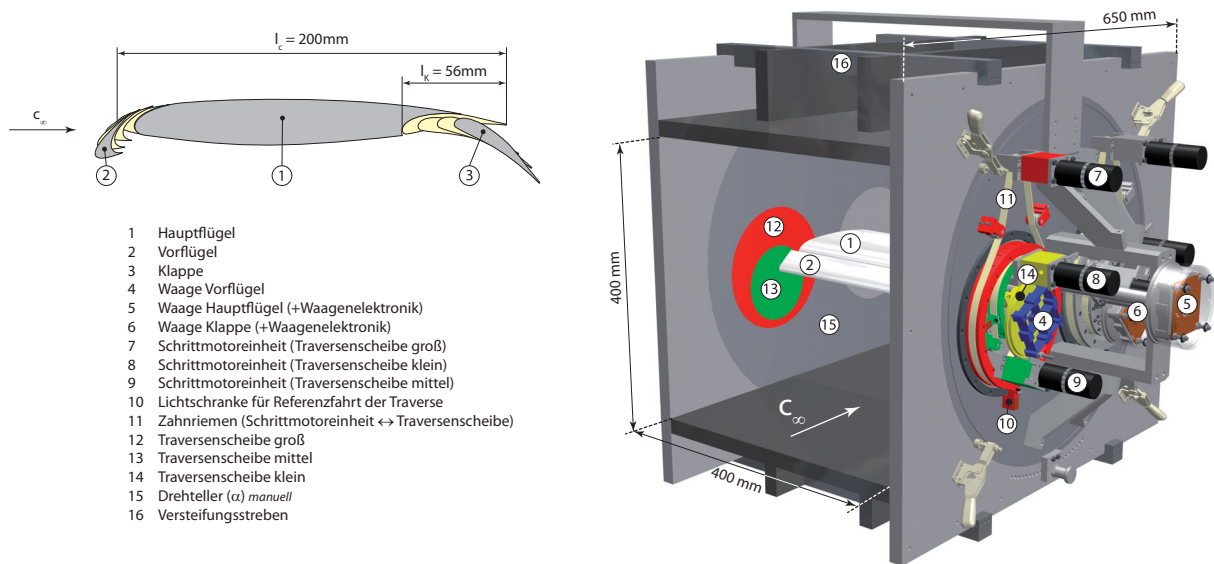


Abbildung 1: Messstrecke mit integrierter Hochauftriebskonfiguration

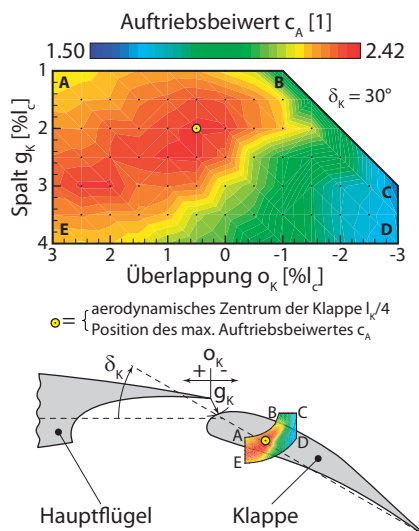


Abbildung 2: Ergebnis einer systematischen Untersuchung zur Verteilung des Auftriebsbeiwerts c_A der Gesamtkonfiguration in Abhängigkeit vom Spalt g_K und der Überlappung o_K der Klappe für einen Ausschlagwinkel von $\delta_K = 30^\circ$, Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$, Reynoldszahl $Re = 2.7 \cdot 10^5$

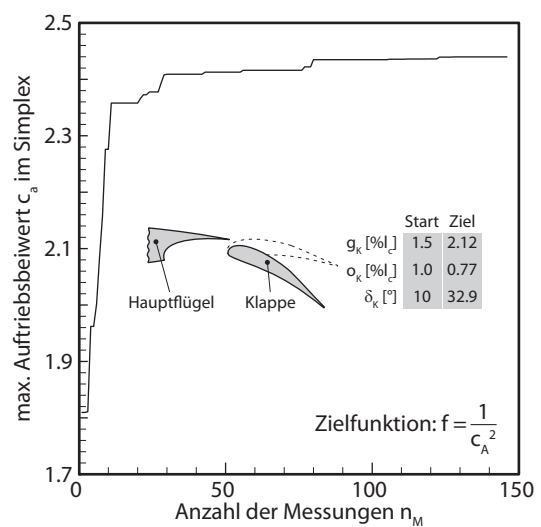


Abbildung 3: Ergebnis einer Optimierung der Klappenkonfiguration zur Maximierung des Auftriebsbeiwertes c_A der Gesamtkonfiguration unter Anwendung des Downhill-Simplex Optimierungsverfahrens nach NELDER und MEAD [2], Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$, Reynoldszahl $Re = 2.7 \cdot 10^5$

Literatur:

- [1] Kirkpatrick, D. ; Woodward, D.: Priorities for High-Lift Testing in the 1990's. In: AIAA Paper, AIAA-1990-1413, 1990
- [2] Nelder, J.A. ; Mead, R.: A Simplex Method for Function Minimization. In: The Computer Journal, Band 7 (4), 1965, S.308-313

weiteres Vorgehen:

Für zukünftige Untersuchungen kann die Messstrecke mit einer schrittmotorgetriebenen Anstellwinkelverstellung ausgestattet werden, um automatisierte Optimierungen des maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{A,max}$ der Gesamtkonfiguration zu ermöglichen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Analyse und Messverfahren

Ansprechpartner: Dr. U. Fey, Dr. Y. Egami, Dr. R. Konrath, Dr. L. Koop,
Dr. C. Klein, Dr. J. Kompenhans

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR

Adresse: Bunsenstrasse 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2641
Telefax: (0551) 709-2830
e-mail: Uwe.Fey@dlr.de

weitere Partner: Europäisch Transonischer Windkanal (ETW), DNW-KKK, Airbus D

Thema: **Advanced Measurement Techniques
for Cryogenic Testing**

Ausgangssituation:

Future generations of aircraft will be developed applying “High Reynolds Number Design”, using advanced computational aerodynamics and industry-scale cryogenic wind tunnels which enable aerodynamic optimization tests for flight Reynolds numbers on scaled models. For validation purposes and to further improve the computational techniques, accurate aerodynamic field-data must be supplied during the design process including transition locations, surface pressure distributions, velocity fields and acoustic field data. Thus, modern image based measurement techniques commonly used in “warm” industrial wind tunnels have to be made also available for productive testing in cryogenic wind tunnels.

Lösungsweg:

The method of Temperature-Sensitive Paint (TSP) for transition detection at high Reynolds numbers in a cryogenic wind tunnel (cryoTSP) has been optimized within the last years and is now ready to use for productive testing (Fig.1). In the European Transonic Windtunnel (ETW), cryoTSP now has substituted a highly sophisticated, cryogenic infrared camera.

The acquisition of surface pressure distributions using Pressure-Sensitive Paint (PSP) today has become a valuable and reliable method in warm wind-tunnel testing. Availability of the PSP method for cryogenic wind tunnels (cryoPSP) is highly recommended and research has been undertaken to make this technique work under the specific conditions given in cryogenic testing.

The measuring of the velocity field by use of the Particle Image Velocimetry (PIV) meanwhile is a standard wind tunnel testing tool since years. However, the extension to cryogenic testing (cryoPIV) is not effortless and a system to be used in the ETW is under development. The necessity to detect sound sources in high lift configuration testing recommends the application of acoustic measurement by means of microphone arrays. Hence, this technique has to be made available for cryogenic wind tunnels as well. Image Pattern Correlation Technique (IPCT) for deformation measurement, and the Background Oriented Schlieren Method (BOS), used to detect density gradients in the flow, are already tested in the ETW wind tunnel and are available for cryogenic measurement.

Ergebnis:

Transition patterns gathered by cryoTSP on full models at transonic Mach numbers, as well as on half models in high lift configuration at low speed Mach numbers (Fig.2) clearly can show the complex structure of laminar-to-turbulent boundary layer transition and further exhibit additional information about transition zone length and underlying instability. First, qualitatively results have been gathered

for the cryoPSP method (Fig.3) and some major problems, like accurate oxygen injection into the nitrogen-driven wind tunnel, are solved. Successful cryoPIV measurement was performed in the cryogenic wind tunnel DNW-KKK in Cologne (Fig.4), showing velocity fields for low Mach number and high Reynolds number.

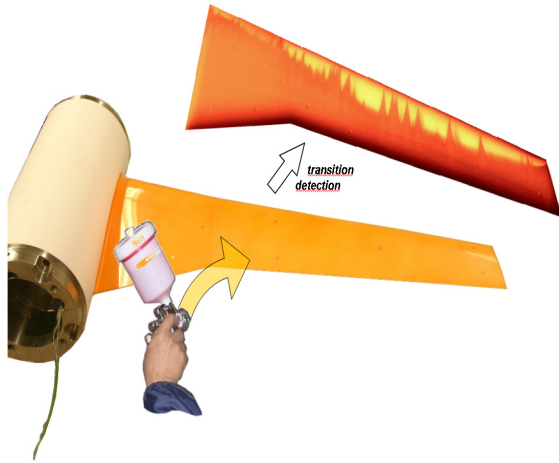


Figure 1: The method of Temperature-Sensitive Paint for transition detection has been established as a standard technique in the ETW cryogenic wind tunnel (cryoTSP). Transition patterns on upper wing are colour coded.



Figure 2: Transition patterns on a half model wing tested in the ETW wind tunnel by means of cryoTSP. Dark areas represent turbulent and bright areas laminar boundary layer state.

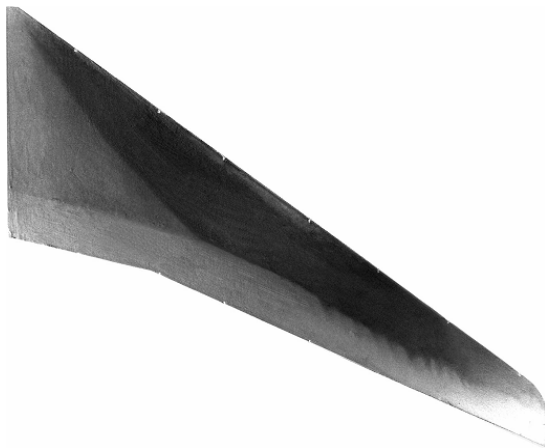


Figure 3: Pressure distribution on a full model's wing tested in ETW as a result of the first application of cryoPSP. Dark areas represent low pressure, bright areas represent high pressure.

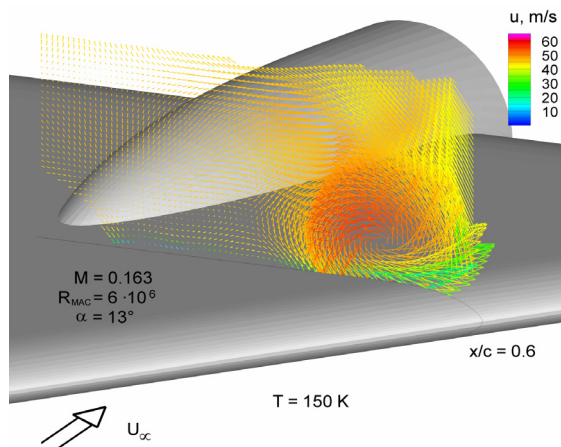


Figure 4: Time averaged in-plane velocities (vectors) and out-of plane velocities (vector colour) above a delta wing obtained in the cryogenic wind tunnel DNW- KKK at $T = 150 \text{ K}$, applying Stereo-cryoPIV.

Weiteres Vorgehen:

Sensitivity and surface roughness of cryoPSP has to be improved before it can be used as a standard technique in cryogenic testing. The implementation of cryoPIV to the ETW wind tunnel, as an important item requires an appropriate seeding of the flow, suited for the cryogenic temperatures. Results of seeding tests exist and the implementation of the appropriate laser technique in ETW is investigated. Successful microphone array measurements were performed in the DNW-KKK cryogenic wind tunnel and a first feasibility test in the ETW will follow.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mess- und Versuchstechnik

Ansprechpartner: Chr. Klein, U. Henne, W.E. Sachs, Y. Egami

Dr. Christian Klein

Telefon:0551/7092440, Telefax:0551/7092830

E-Mail: christian.klein@dlr.de

Institution:

DLR-Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

weitere Partner:

U. Beifuss, V. Ondrus, Lehrstuhl für Bioorganische Chemie, Institut für Chemie,
Universität Hohenheim

H. Mai, DLR-Göttingen, Institut für Aeroelastik

Thema:

Instationäre Druckverteilungsmessung von 30 Hz Starrkörperdrehschwingungen am
NLR7301-Profilmodell mittels instationären PSP im DNW-TWG

Ausgangssituation:

Der bisherige Einsatz von drucksensitiven Farben PSP (=Pressure Sensitive Paint) hat gezeigt, dass die flächenhafte, quantitative Druckinformation zum Verständnis aerodynamischer Prozesse von erheblicher Bedeutung ist. Sie liefert nicht nur eine umfangreiche Druckverteilung in Form von Absolutwerten, sondern lässt sich auch zur Bestimmung von Kräften und Momenten ganzer Windkanalmodelle, aber auch einzelner Modellbauteile wie Ruder, Klappen usw. heranziehen, sofern die gesamte Modelloberfläche mittels PSP erfasst ist. Diese, auf optischem Wege erfasste, flächenhafte Druckverteilung mittels PSP liefert somit auch eine wesentliche Grundlage zur theoretischen Modellierung von Strömungen um Körper (CFD).

Aufgrund der bisher präsentierten Messergebnisse wächst die Nachfrage des PSP-Einsatzes für instationäre Strömungsprozesse, insbesondere bei transsonischen Geschwindigkeiten, in zunehmenden Maße. Dieses gilt nicht nur für den Bereich der Aeroelastik, sondern auch für Anwendungen an Turbomaschinen und Hubschrauberrotoren.

Ziel:

Entwicklung eines PSP-Systems mit hoher Aufnahmefrequenz von Bildern unter Einsatz von PSP-Farben mit sehr kurzen Signal-Antwortzeiten. Damit wird die PSP-Technik zur Untersuchung bei periodischen und instationären Strömungen zum Einsatz kommen.

Lösungsweg:

Zusammen mit unserem Kooperationspartner von der Universität Hohenheim wurde eine für Windkanalmodelle aufsprühbare PSP-Farbe entwickelt, die eine Reaktionszeit von etwa 1 ms auf Druckänderungen besitzt. Die im Labor entwickelte PSP-Farbe für den Einsatz im transsonischen Geschwindigkeitsbereich muss nun noch den Einsatz im realen Windkanalbetrieb z.B. DNW-TWG bestehen.

Ergebnis:

Die instationären PSP-Messungen im transsonischen Windkanal DNW-TWG an dem mit bis zu 30 Hz nick-oszillierenden NLR7301-Modell, bei dem das Modell mit der zur Zeit im DLR entwickelten instationären PSP-Farbe beschichtet wurde, zeigen zunächst rein qualitativ sehr gut die Dreidimensionalität der Druckverteilung auf dem 2D-Profil. Quantitativ lässt sich z.B. aus den gemessenen instationären PSP-Ergebnissen die Bewegung der Stoßlagen hervorragend auswerten. Ein detaillierter quantitativer Vergleich der instationären PSP-Ergebnisse mit denen konventioneller instationärer Kulite-Messtechnik konnte durchgeführt werden.

Das Bild zeigt die C_p -Verteilung auf der Oberfläche der Saugseite des NLR7301-Modells.

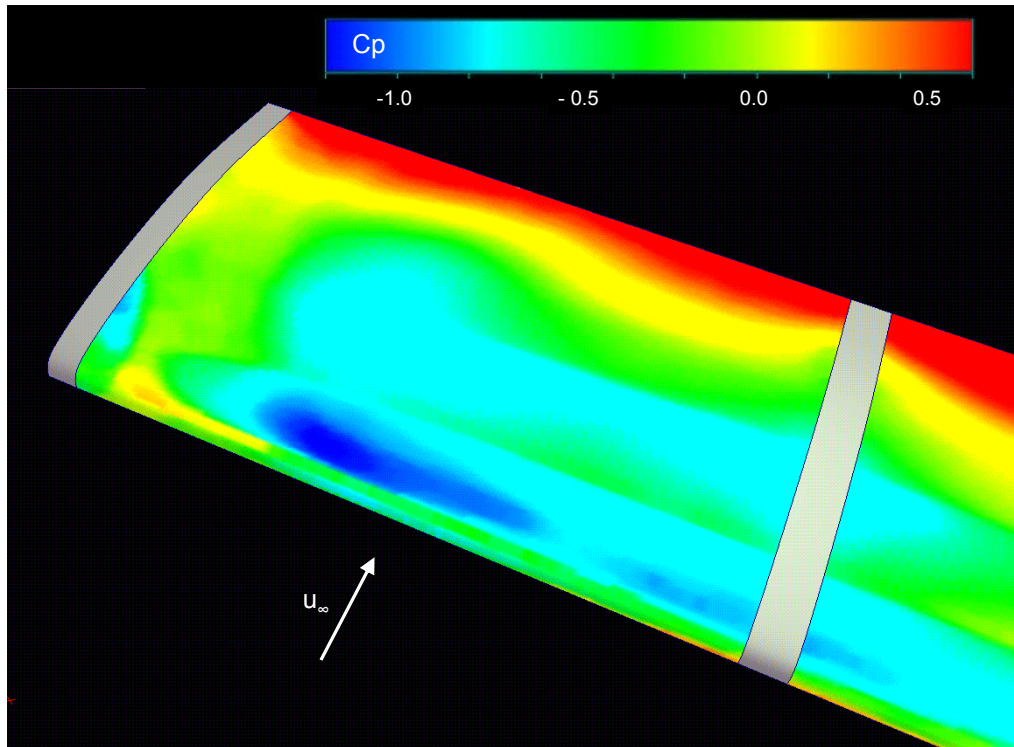


Bild C_p -Verteilung auf der Oberfläche der Saugseite des NLR7301-Modells für $Ma = 0,72$, $\alpha_{\text{effektiv}} = 1,523^\circ$

Literatur:

Engler, R.H.; Hartmann, K., Troyanovski, I.; Volland, A. (1992): „Description and assessment of a new optical pressure measurement system (OPMS) demonstrated in the high speed wind tunnel of DLR in Göttingen“, DLR-FB 92-24.

Engler, R.H., Klein, Chr.;Trinks, O. (2000): „Pressure sensitive paint systems for pressure distribution measurements in wind tunnels and turbomachines“, MST, Vol.11, 1077-1085.

Klein, C., Henne, U., Sachs, W.E., Egami, Y., Mai, H., Ondrus, V., Beifuss, U. (2007): „Application of Pressure-Sensitive Paint for Determination of Dynamic Surface Pressures on an Oscillating 2D profile in Transonic Flow“, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7 – 10 January 2008, Reno, Nevada, AIAA 2008-278.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mess- und Versuchstechnik

Ansprechpartner: Dr. R. Konrath¹, T. Kirmse¹, Dr. J. Kompenhans¹,
Dr. T.J. Möller², R. Wokoeck², Prof. Dr. R. Radespiel²

Institutionen: ¹Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR
²Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: ¹Bunsenstrasse 10 Telefon: 0551-709-2329
37073 Göttingen Telefax: 0551-709-2830
e-mail: robert.konrath@dlr.de
²Bienroder Weg 3 Telefon: 0531-391-2991
38106 Braunschweig Telefax: 0531-391-5952
e-mail: t.moeller@tu-braunschweig.de

Thema: **Simultaneous Measurements of Unsteady Aerodynamic Loads, Flow Velocity Fields, Position and Wing Deformations of MAVs in Plunging Motion.**

Ausgangssituation:

Micro Aircraft Vehicles (MAVs) normally operate at very low Reynolds numbers for which existing design methods developed for conventional aircraft are usually not adequate. The performance of airfoils deteriorates rapidly as the Reynolds number decreases below 10^5 . Additionally, the wings of MAVs usually have low aspect ratios of ≤ 2 so that the wing tip vortices influence the overall wing behavior significantly which may result in non-linear characteristics. Because MAVs must be highly maneuverable and are usually very sensitive to gusts, their dynamics and unsteady aerodynamics are of much interest.

Ziel:

The objective of this research is to develop and to apply experimental methods allowing a detailed investigation of the dynamic behavior of low aspect ratio wings at low Reynolds numbers.

Lösungsweg:

For MAV testing a new atmospheric open-circuit wind tunnel facility LSLN (Low Speed Low Noise) has been established at the TU Braunschweig. The interchangeable test section has a rectangular cross-sectional area of 400 mm x 600 mm. The free stream velocity ranges from 4 to 20 m/s with a mean turbulence level of 0.1% (10 m/s). The used test section is equipped with a dynamic test rig which allows pure plunging (± 150 mm) and pitching motions ($\pm 20^\circ$) or their combinations of 3d MAV models at frequencies of up to about 3 Hz. The models are attached to a sting using a specially developed small (diameter: 11.2 mm) and low weight (35 g) six component balance with measurement ranges of $F_{x,y}$: 7 N, F_z : 20 N, $M_{x,y}$: 0.75 Nm, M_z : 0.374 Nm. To measure the current position and deformation of the MAV models two measurement methods were combined. Point markers located in the center of the upper wing surface are used to determine the current position and orientation of the model. This defines also a reference coordinate system for IPCT (Image Pattern Correlation Technique) measurements to determine small wing deformations using a stochastic pattern on the whole wing surface. To allow simultaneous flow field measurements applying PIV in a streamwise plane, the stochastic pattern and point markers were applied to the wing surface using a specific fluorescent paint. Appropriate optical filters in front of the PIV and the IPCT cameras are used to block the green laser light coming from the light sheet (PIV) or the fluorescent light emitted by the wing surface (IPCT) respectively.

Ergebnis:

Different MAV flat plate platforms with a chord length of $c = 117$ mm were used in this study. First, a rigid and a flexible version of an elliptically shaped reflexed wing with a span width of 120 mm are used. The rigid version is made completely of carbon fiber and a flexible version is realized using a carbon fiber skeleton to which a thin membrane is attached. Second, a rigid rectangular shaped wing with an aspect ratio of two is also used. All models had a geometric angle of attack of 8° . Using a plunge frequency of $f = 3.14$ Hz two test cases were investigated:

	U_∞ , m/s	Plunge amplitude, mm	Reduced frequency, $k = \pi f c / U_\infty$	$Re = c U_\infty \nu$
Case 1	4.62	± 24.08	0.25	36 000
Case 2	9.24	± 48.16	0.125	72 000

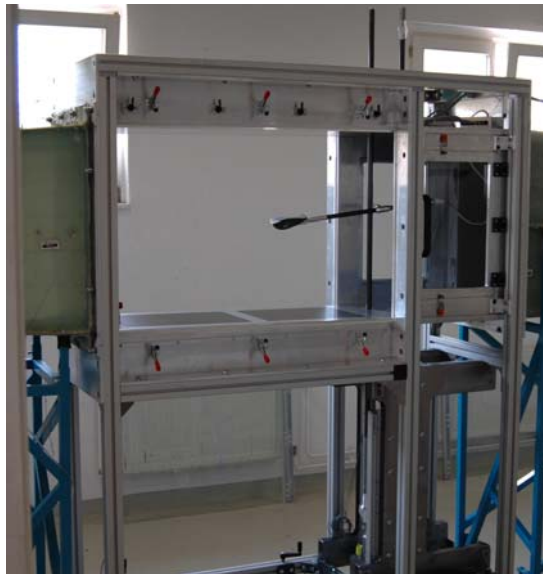


Figure 1: Image of the wind tunnel test section with installed MAV.

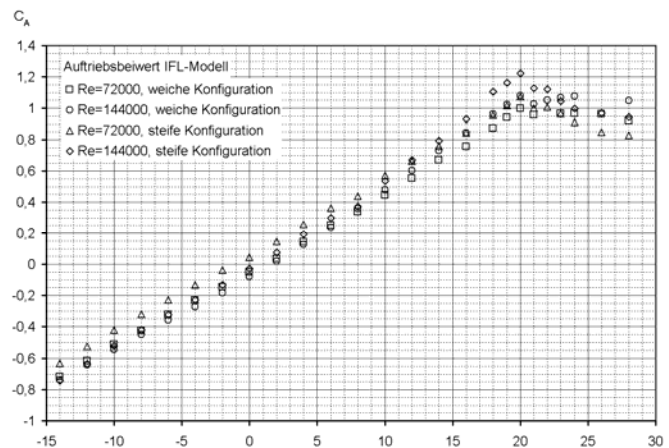


Figure 2: Static lift coefficients as function of angle of attack for cambered wings.

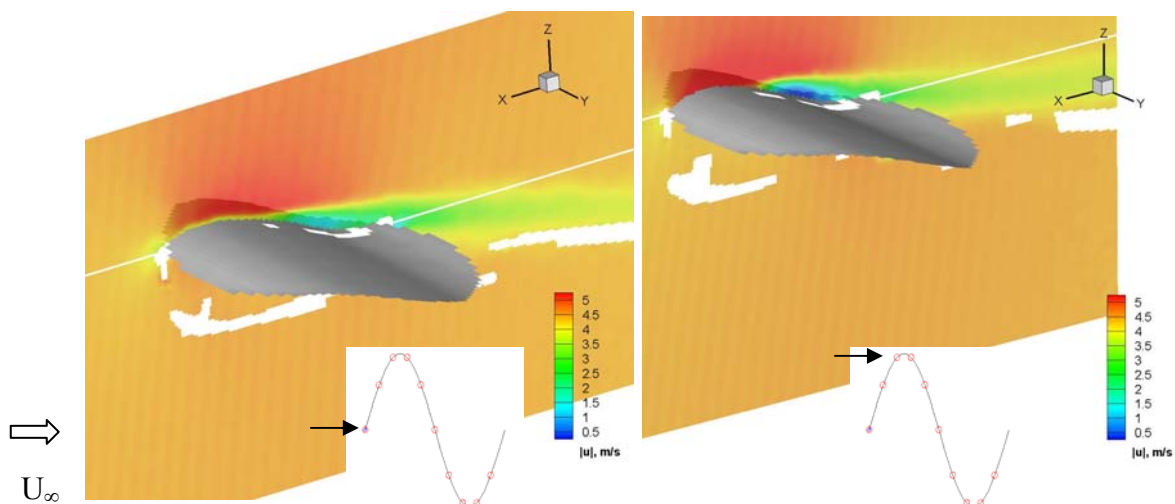


Figure 3: Phase averaged wing shape and velocity magnitude of plunging flexible MAV wing (Case 1)
Left: zero crossing position during upstroke; Right: position close to top dead centre.

weiteres Vorgehen:

In the final paper the wind tunnel, dynamic test rig, models and measurement techniques will be described in detail. The results will show the differences in dependency of the reduced frequency and the different wing platforms.

Datum: 14.06.2008

STAB

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: **Entwicklung eines thermo-optischen Sensors zur Bestimmung der Wandschubspannung nach Betrag und Richtung**

Ausgangssituation:

Die Kenntnis der Wandschubspannung einer umströmten Struktur ist in der Strömungsmechanik von großem Interesse. Aus diesem Grund wurden in den letzten Jahrzehnten eine Reihe von Messverfahren zur Bestimmung der Wandschubspannung entwickelt (u.a. Oberflächenheizdraht, -heißfilm, Prestonrohr, Wandschubspannungswaage) [1], [2]. Viele dieser Verfahren benötigen jedoch eine aufwändige Instrumentierung und wenige sind in der Lage zusätzlich zum Betrag der Wandschubspannung auch die Richtung zu bestimmen.

Ziel:

In jüngster Zeit wurden Untersuchungen zu neuartigen thermo-optischen Systemen zur Visualisierung von Wandschubspannungsfeldern angestellt, und es wurde dabei auch versucht, diese zur Quantifizierung der Strömung zu benutzen, [3], [4]. Ausgehend von diesen Untersuchungen soll ein Sensor entwickelt werden, der in der Lage ist, die Wandschubspannung nach Betrag und Richtung zu bestimmen und zudem eine Aussage über den Strömungszustand (laminar, turbulent, anliegend, abgelöst) ermöglicht.

Lösungsweg:

Der Sensor besteht aus einer auf einer Leiterplatte geätzten Kupferspirale mit einem Durchmesser von $d=1\text{mm}$, die durch Anlegen einer Spannung geheizt wird. Das charakteristische Temperaturfeld, welches sich um den Sensor ausbildet, korreliert mit der Wandschubspannung. Messtechnisch wird das Temperaturfeld mit Hilfe einer Infrarotkamera erfasst. Abbildung 1 zeigt den Versuchsaufbau, an dem die Sensoren kalibriert werden. Die Sensoren werden in eine ebene Platte eingesetzt, die mit einer elliptischen Nase mit Turbulenzband ausgestattet ist. Der Versuchsaufbau befindet sich an einem offenen Windkanal, um einen problemlosen optischen Zugang für die Infrarotkamera zu gewährleisten. Die Referenzmessungen für die Kalibration der Sensoren werden mit einer Wandschubspannungswaage durchgeführt, die ebenfalls in den Versuchsträger eingesetzt werden kann.

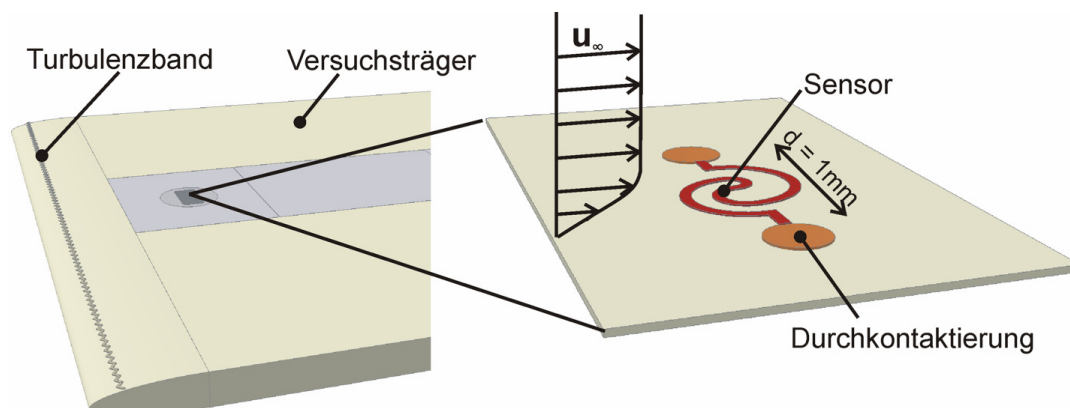


Abb. 1: Aufbau des Versuchsträgers (links) und Prinzipskizze des Sensors (rechts)

Vor der Durchführung der experimentellen Untersuchungen wurde der Sensor numerisch simuliert, um Parameterstudien durchzuführen und geeignete Korrelationsparameter zu untersuchen. Hierfür wurde das Programmpaket ANSYS CFX verwendet. Der Sensor wurde als geheizter Kreis angenähert und das Temperaturfeld des Sensors bei unterschiedlichen Wandschubspannungen ausgewertet. Um die Wandschubspannung definiert variieren zu können, wurde eine Couette Strömung simuliert.

Ergebnis:

Auf der linken Seite in Abbildung 2 sind Temperaturverteilungen um einen Sensor bei zwei unterschiedlichen Wandschubspannungen dargestellt (Strömung von links nach rechts). Es ist gut zu erkennen, dass sich das Temperaturfeld in Abhängigkeit von der Wandschubspannung ändert. Mit Hilfe der Ergebnisse der numerischen Simulationen wurden unterschiedliche Parameter für eine Korrelation des Temperaturfeldes mit der Wandschubspannung getestet. Das Flächenintegral der auf die Umgebungstemperatur bezogenen Temperaturverteilung eignet sich am besten für eine Wandschubspannungskalibration. Rechts oben in Abbildung 2 ist die Kalibrationskurve eines im Experiment verwendeten Sensors dargestellt.

Zur Bestimmung der Richtung der Wandschubspannung eignet sich das Flächenintegral jedoch nicht. Hierfür wird die Länge der Temperaturfahne aus einer geeigneten Temperaturisolinie bestimmt und daraus der Wandschubspannungswinkel abgeleitet, siehe Abb. 2 rechts unten. In der Abbildung sind Winkel für den Strömungsfall parallel zur Platte (0°) bei unterschiedlichen Wandschubspannungen dargestellt.

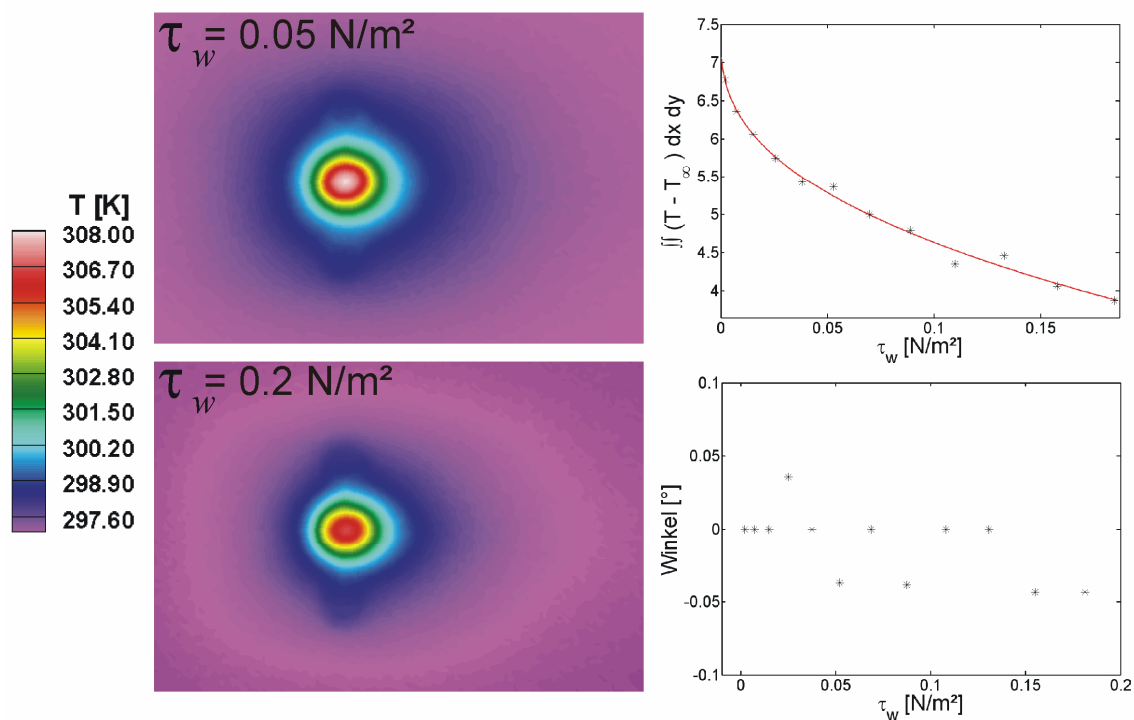


Abb. 2: Temperaturverteilungen bei zwei unterschiedlichen Wandschubspannungen (links) und aus dem Flächenintegral bzw. der Länge des Temperaturfeldes bestimmte Kalibrationskurve und Winkelinformation (rechts)

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
- [3] M. Reyer, I. Rudolph, W. Nitsche: Investigations into the visualization and quantification of wall shear stress distributions using infrared thermography, AIAA-2006-3840, 2006
- [4] J.W. Baughn, A.R. Byerley, J.W. Gregory: An optical method for measuring low wall shear stresses using thermal tufts, Proc. of the 44th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2006-647, 2006

weiteres Vorgehen:

Ein nächster Schritt ist die Weiterführung der Sensorkalibration für höhere Wandschubspannungen. Des Weiteren wird eine Optimierung des Sensordesigns erfolgen, insbesondere im Hinblick auf die Form der Sensoren. Zusätzlich werden auch Sensor-Arrays getestet, um herauszufinden wie eng die Sensoren gestaffelt werden können ohne sich gegenseitig zu beeinflussen.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Strömungssimulation

Ansprechpartner: O. Frederich, P. Amtsfeld, E. Hylla, F. Thiele

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

Adresse: Müller-Breslau-Str. 10, 10623 Berlin

Telefon: 030 314 24415

Telefax: 030 314 25405

e-mail : frederich@cf.d.tu-berlin.de

weitere Partner:

M. Puderbach, Radiologie, DKFZ Heidelberg

H.-U. Kauczor, Diagnostische und Interventionelle Radiologie, Universität Heidelberg

I. Wegner, H.-P. Meinzer, Medizinische und Biologische Informatik, DKFZ Heidelberg

Thema: Numerische Simulation und Analyse der Strömung in zentralen Atemwegen

Ausgangssituation:

Bei akutem Lungenversagen, das allein in Europa jährlich bei ca. 100 000 Menschen auftritt, ist die maschinelle Beatmung derzeit die einzige lebenserhaltende Therapie. Sie geht jedoch mit erheblichen Nebenwirkungen und hoher Sterblichkeit der Patienten einher. Erst vor einigen Jahren konnte eine große internationale Studie zeigen, dass die Sterblichkeit durch Beatmung mit einem reduziertem Atemvolumen signifikant gesenkt werden kann. Die Gründe für diesen Effekt sind nicht bekannt, ebenso wie die internen Transportprozesse bei der Atmung generell. Aus diesem Grund beschäftigen sich Mediziner und Ingenieure im Rahmen von interdisziplinären Projekten, durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) im Forschungsschwerpunkt „Protektive Beatmungssysteme“ gefördert, detailliert mit Diagnostik und Analyse der instationären Strömungsvorgänge in den oberen und unteren Atemwegen bei Atmung und Beatmung um Ansätze für bessere, lungenprotektive Beatmungsstrategien zu erbringen.

Ziel:

Die instationären Veränderungen der konvektiven inspiratorischen und expiratorischen Strömungsverhältnisse in Abhängigkeit der sich dynamisch ändernden zentralen Atemwegsgeometrie sind bisher unklar. Ziel der vorliegenden Untersuchungen ist es, die Strömungssimulation in realen Geometrien des Tracheobronchialbaums zu ermöglichen, um anschließend die bisher unbekannten Strömungsverhältnisse berechnen und die funktionelle Bedeutung temporärer und fixierter pathologischer Deformitäten der zentralen Atemwege quantitativ beschreiben zu können.

Lösungsweg:

Nach dynamischer Erfassung der Geometrien des Tracheobronchialbaums mittels entsprechender radiologischer Bildgebung (CT, MRT) werden die anatomischen Strukturen durch Bildverarbeitungsalgorithmen segmentiert. Darauf aufbauend werden Oberflächenverschiebungsfelder zwischen den dynamischen Geometrien erstellt, sowie diese achsennormal beschnitten. Die somit gewonnenen dynamischen Geometrien und Randbedingungen werden zur strömungsmechanischen Analyse der zentralen Atemwege über den gesamten Atemzyklus unter Einsatz numerischer Simulationsverfahren verwendet. Für die Identifikation von Einflussparametern bzw. die Untersuchung der stationären Grundströmung werden zu diesem Zweck Simulationen in stationären, mit Tetraedern unstrukturiert vernetzten Geometrien durchgeführt. Die Analyse der instationären und richtungsumkehrenden Strömung in den dynamisch veränderlichen Geometrien erfolgt unter Verwendung der Immersed-Boundary-Methode (IMB) [1] auf einem kartesischen Hintergrundgitter mit lokaler Verfeinerung und der expliziten Vorgabe der Oberflächenverschiebungen.

Ergebnis:

Im Rahmen der Voruntersuchungen in stationärer Geometrie basiert die Variation der Einflussparameter auf verschiedenen Modellannahmen:

- Volumenstrom: 125 ml/s (Ruhe), 243 ml/s (normal, $Re=2300$), 333 ml/s (schnell)
- Einströmprofil: Blockprofil, Laminarprofil, M-förmiges Profil
- Volumenstromaufteilung: flächenbasiert (Baum), mittels Lungenvolumen (Lunge)

Wie die in Abb. 1 dargestellten Ergebnisse deutlich zeigen, hat die Variation des Volumenstroms einen großen Einfluss auf die Druckverteilung, während bei den variierten Einströmprofilen der Einfluss moderat bleibt. Die durchgeführten Untersuchungen zur Aufteilung des Volumenstromes haben deutlich gemacht, dass die Druckbelastung im Falle einer realitätsnäheren Konfiguration (Lungenmodell) erhöht ist.

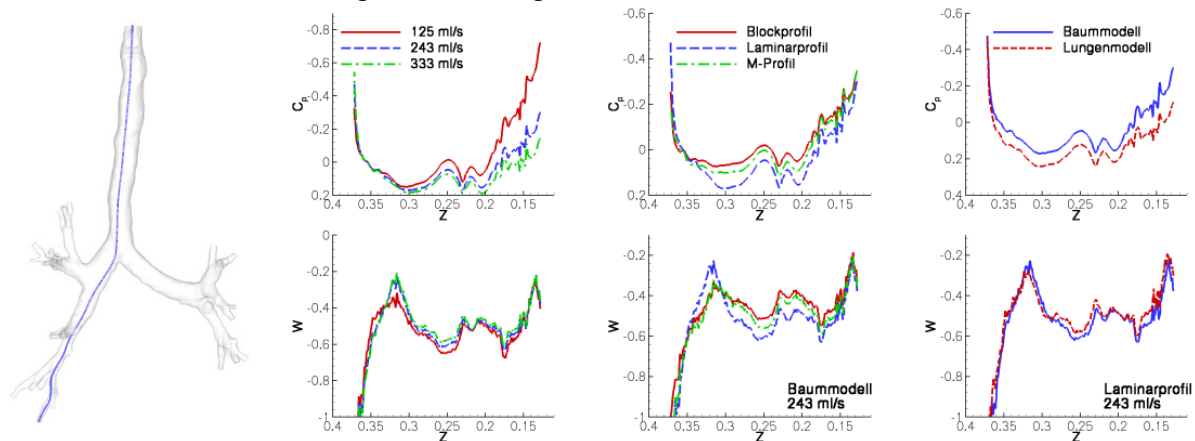


Abb. 1: Druckbeiwert und normierte Vertikalgeschwindigkeit entlang einer Linie bei Variation von Volumenstrom, Einströmprofil und Volumenstromaufteilung.

Die Strömungssimulationen in stationärer Geometrie führen zu einem ersten Verständnis der Strömungstopologie. So bilden sich unabhängig von der untersuchten Konfiguration gegenseitig rotierende Wirbelwalzen (Dean-Wirbel) in den zentralen Atemwegen aus, deren Wirkung offenbar als ein natürliches „Auswaschen“ der Atemwege zu verstehen ist (Abb. 2). Weiterhin konnte die instationäre Strömung mit Richtungsumkehr in der stationären Geometrie erfolgreich untersucht werden, wobei der Atemzyklus vorerst über eine sinusförmige Volumen(-fluss)-Kurve realisiert wurde (Abb. 3).

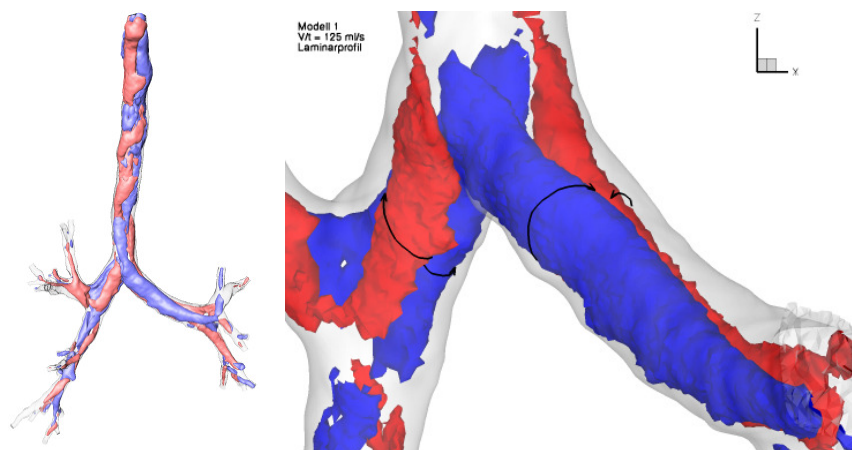


Abb. 2: Isoflächen der Helizität zur Repräsentation der gegenseitig rotierenden Wirbelwalzen.

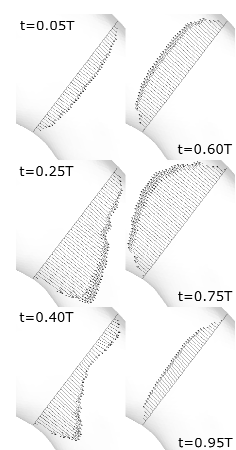


Abb. 3: Strömung mit Richtungsumkehr

Literatur:

- [1] Hylla, E. (2008) Validierung und Erweiterung eines numerischen Verfahrens zur Simulation von inkompressiblen Strömungen mittels der Immersed Boundary Methode. Diplomarbeit, ISTA TU Berlin.

Weiteres Vorgehen:

Durchführung einer vollständig dynamischen Simulation der instationären Strömung mit Richtungsumkehr und Formänderung am Beispiel des Tracheobronchialbaumes des Schweins.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fluid-Struktur-Akustik Interaktion

Ansprechpartner: Stefan Kniesburges, Stefan Becker

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstr 4
91058 Erlangen

Telefon: 09131-8529508

Telefax: 09131-8529503

e-mail: stefan.kniesburges@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: DFG Forschergruppe FOR 894

Thema: Experimentelle Untersuchung der Fluid-Struktur-Akustik Wechselwirkung an einem physikalischen Modell des menschlichen Kehlkopfes

Ausgangssituation:

Die Stimme ist das wichtigste Mittel der menschlichen Kommunikation. Eine Beeinträchtigung oder sogar ein totaler Verlust der Stimme stellt betroffene Personen vor enorme Probleme. Der grundlegende Mechanismus ist durch eine Fluid-Struktur-Akustik Wechselwirkung charakterisiert. Dabei wird der Grundton durch strömungsinduzierte Oszillationen der Stimmlippen im menschlichen Kehlkopf erzeugt. Der Grundton wird in den oberen Atemwegen moduliert (Vokaltrakt), bevor das Signal den Mund verlässt. Dieser Prozess ist extrem sensibel und kann durch kleinste Störungen beeinflusst werden. Die zugrunde liegenden physikalischen Mechanismen für die Erzeugung des Grundtons der menschlichen Stimme sind bis dato noch nicht im Detail geklärt.

Ziel:

Ziel der Arbeit ist es, die akustischen Quellen zu identifizieren, die für die Tongenerierung verantwortlich sind. Dazu werden physikalische Modelle der menschlichen Stimmlippen mit unterschiedlichen Materialkonfigurationen verwendet. Zwei Typen können unterschieden werden: Stimmlippen mit homogener und inhomogener Materialverteilung. Eine Untersuchung des Strömungsfeldes hinter den inhomogenen Stimmlippen soll Aufschluss über grundlegende Strömungsstrukturen geben. Der akustische Druck im Fernfeld wird analysiert und tonale und breitbandige Komponenten identifiziert. Der Vergleich mit dem instationären Druck vor und nach der Glottis, sowie mit der Strömungsgeschwindigkeit nach den Stimmlippen soll die Entstehungsprozesse des akustischen Signals aufzeigen. An den homogenen Stimmlippen wird der Einfluss der longitudinalen Stimmlippenspannung und der Materialsteifigkeit auf den Fluid-Struktur Prozess und auf das daraus resultierende akustische Signal untersucht. Dabei liegt das Interesse vor allem in der Frequenz der Strukturschwingungen und auf dem akustischen Spektrum im Fernfeld. Es soll geklärt werden, inwieweit diese Parameter die tonalen und breitbandigen Komponenten des erzeugten Schalls beeinflusst.

Lösungsweg:

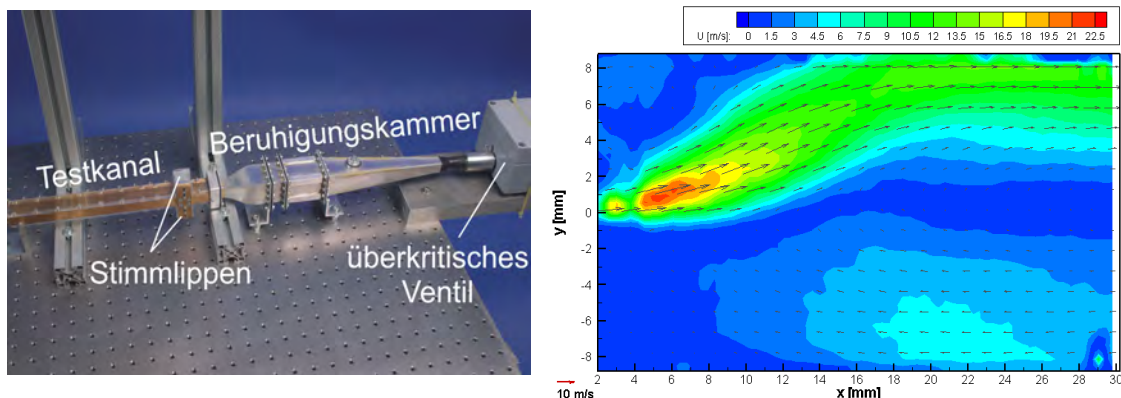
Die inhomogenen Stimmlippenmodelle bestehen aus einem Polyurethan-Kautschuk mit einer Steifigkeit von $E=6,5$ kPa. Das Strömungsfeld hinter den oszillierenden Stimmlippen wurde mit Hilfe phasen-aufgelöster Particle-Image-Velocimetry untersucht. Weiterhin wurde der akustische Druck im Fernfeld mittels eines Messmikrofons synchron mit dem instationären Druck vor und hinter der Glottis, sowie mit der instationären Strömungsgeschwindigkeit stromabwärts der Glottis gemessen. Die Druckmessung erfolgte mittels zweier instationärer Druckmesssonden und die Geschwindigkeitsmessung mittels Hitzdraht-Anemometrie. Die homogenen Stimmlippen bestehen aus Silikonkautschuk und wurden derart konstruiert, dass ihnen verschiedene Vorspannungen in Längsrichtung aufgeprägt werden können. Ferner

STAB

wurden 3 verschiedene Materialsteifigkeiten betrachtet, die im Bereich von $E=3$ kPa und 15 kPa liegen. Die Messungen des akustischen Drucks, des instationären Drucks vor der Glottis und der Strömungsgeschwindigkeit im supraglottalen Bereich erfolgte analog zu den inhomogenen Modellen.

Ergebnis:

Das Strömungsfeld im Nachlauf der oszillierenden Stimmlippen zeigt den Coanda-Effekt und ist durch eine Bifurkation charakterisiert. Der Jet, der im engsten Querschnitt der Glottis entsteht legt sich an eine Stimmlippe an. Dabei wechselt er die Seite von Bewegungszyklus zu Bewegungszyklus stochastisch. Eine Analyse der Frequenzspektren der gemessenen Signale läßt den Schluss zu, dass der strömungsinduzierte Schall eine untergeordnete Rolle für die Produktion des Breitbandrauschen bei höheren Frequenzen spielt. Dagegen legt das Strömungsfeld eine Produktion analog zum sog. Trailing edge noise nahe, der die Schallentstehung aufgrund der Wechselwirkung von Strömungsstrukturen mit festen Oberflächen beschreibt. Die tonale Komponente wird durch den pulsierenden Volumenstrom erzeugt und besitzt die Oszillationsfrequenz der Stimmlippen von 34 Hz. Die homogenen Stimmlippen oszillieren demgegenüber mit weitaus höherer Frequenz. Die Untersuchungen haben ergeben, dass die Frequenz sowohl mit steigender Steifigkeit des Materials als auch mit steigender Vorspannung von ca. 55 Hz auf 100 Hz ansteigt, welche sehr gut im Bereich charakteristischer Frequenzen bei der menschlichen Phonation liegen. Die Frequenzspektren des akustischen Drucks zeigen ebenfalls neben der tonalen Komponente ein breitbandiges Rauschen bei höheren Frequenzen.



Versuchsaufbau für homogene Stimmlippen (links),
Geschwindigkeitsfeld hinter den inhomogenen Stimmlippen zu einem Phasenwinkel im Bewegungszyklus (rechts)

Literatur:

Blake, W.K.: „Mechanics of flow-induced sound and vibration“, Academic Press, vol. 1 and 2, 1986

Brooks, T.F., Hodgson, T.H.: „Trailing edge noise prediction from measured surface pressures“, Journal of Sound and Vibration, vol. 78, Sept. 8, pp. 69-117, 1981

weiteres Vorgehen:

Desweiteren sollen die Oszillationen der Stimmlippen in Abhängigkeit des Druckes vor der Glottis visualisiert werden. Die Phasenverschiebung zwischen Glottisöffnung und Druckverlauf vor der Glottis soll Aufschluss über die beeinflussenden Parameter der Fluid-Struktur Interaktion geben. Eine zeitlich hochaufgelöste Visualisierung des Strömungsfeldes soll qualitativ das instationäre Strömungsfeld darstellen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Biomedical Flows

Ansprechpartner: Lars Krenkel, Claus Wagner

Institution: Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Fluidsysteme

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: +49(0)551 7092282

Telefax: +49(0)551 7092241

e-mail: Lars.Krenkel@dlr.de
Claus.Wagner@dlr.de

weitere Partner:

U.Wolf¹, M.Terekhov¹, J.Rivoire¹, F.Meise¹, W.Schreiber¹, A.Scholz², M.David², R.Köbrich³

1 Bereich Medizinische Physik, Klinik für Diagnostische und Interventionelle Radiologie, Uniklinik Mainz

2 Klinik für Anesthesiologie, Uniklinik Mainz

3 MAQUET GmbH & Co. KG, Raststatt

The presented topic is part of a research topic embedded in the national DFG funded research project “Protective Artificial Respiration” on “High-Frequency Oscillatory Ventilation: Analysis of Transport Mechanisms using Computational Fluid Dynamics and Magnetic Resonance Imaging of Gases.”

Thema: **Protective Artificial Lung Ventilation: Investigations of the Air Flow in a Generic Model of the Lung**

Ausgangssituation: Compared to the traditional fluid mechanics, biofluid mechanics is a relatively young research area focusing on the fluid dynamics within complex biological systems.

Of particular interest is the understanding of the flow physics in the human body with main focus on the flows within the human cardiovascular and respiratory systems.

Since a large number of patients admitted to the intensive care unit require artificial ventilation support the complete understanding of the ventilation and oxygenation mechanisms in the human respiratory system as well as the influence of an endotracheal tube on the governing flow regime is of major interest.

Ziel: 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. A promising lung protective ventilation approach is the “High Frequency Ventilation Oscillation (HFOV)”. The HFOV concept was introduced in the early 1960s as a new ventilatory technique for treating the neonatal respiratory distress syndrome (RDS). Today it is also used as a rescue therapy for patients with acute respiratory distress syndrome. The main interest within this project is to understand the fluid mechanical mechanisms governing the HFOV and to optimise this technique in terms of protective and efficient oxygenation and ventilation.

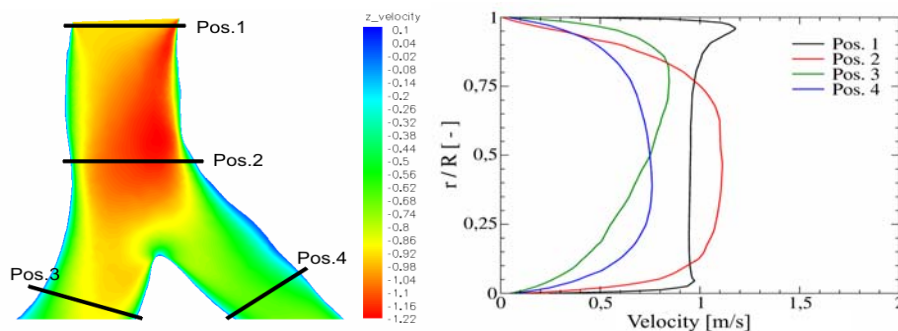
Lösungsweg: The concept of lung protective ventilation strategies is based on the limitation of the inspiratory pressure and the reduction of the tidal volume, in order to minimize the extent of breathing cycle-dependent damaging mechanisms thus minimising the presence of high intra-alveolar shear forces. These undesired shear forces are contributing to a great extent to the ventilation induced lung injury (VILI).

STAB

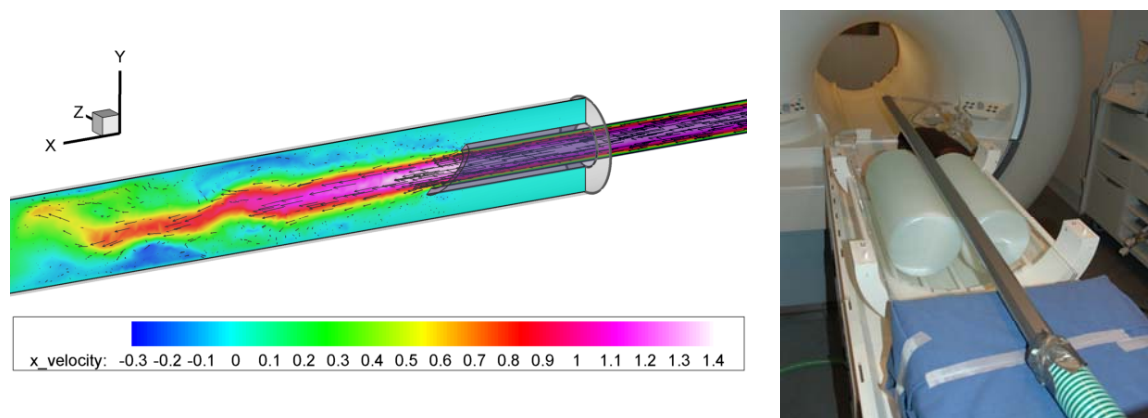
The effect of artificial ventilation in general and HFOV in particular on the air flow in the central human airways is investigated using simulation and measurement techniques commonly associated with aeronautical engineering together with medical imaging and reconstruction techniques. Based on medical computer tomography (CT) imaging the geometry of the central airways is re-constructed and converted into a discretised volume mesh to allow for numerical CFD simulations using the unstructured incompressible DLR THETA code. Numerical investigations are carried out to gain an insight of the governing transport mechanisms during steady and unsteady flow through the model of the central airways. 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. In addition, numerical simulations of steady state flow through models of the central airways of higher order are carried out.

Ergebnis: A toolkit for geometry re-construction based on medical CT images and further volume mesh generation has been developed. First numerical simulations on different configurations have also been successfully accomplished. 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: CFD simulation of central airways resolved up to the 3rd generation (only 1st



generation shown). Velocity plots show asymmetric velocity distribution at different positions



*Figure 2: **Left** - CFD simulation of the flow through an endotracheal tube of the generic set-up. Inflow velocity: 0,3 m/s. **Right** – Picture of the experimental set-up in the MRT*

weiteres Vorgehen:

The development of realistic CFD boundary conditions for a highly resolved model of the airways up to the 8th generation requires data from further experimental investigations and CFD simulation conducted at the generic set-up of the first bifurcation. Furthermore, an experimental set-up with a resolution up to the 8th generation of the lung will be constructed.

Datum: 30.06.2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Biofluidmechanik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Julien Pennecot, Dr. Markus Rütten, Dr. Roland Kessler

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: +49 551 7092273

Telefax: +49 551 7092416

e-mail: Markus.Ruetten@dlr.de
Roland.Kessler@dlr.de

weitere Partner: -

Thema: Simulation of the Flow in a Human Nose

Ausgangssituation:

The complexity of the human nose can be explained by its many purposes. It warms and humidifies inspired air and filters out small airborne particles before reaches the lungs. The nasal cavity and the sinuses are also used in the olfaction process by trapping odor-bearing particles in a mucous substance that coats the walls.

The interaction of these effects is still not fully understood. The nasal airways should therefore be studied as a whole. In most of the studies available in the literature, the geometry of the patient nose has been either idealized or simplified; i.e. only the meati are modelled and the sinuses are ignored. This simplification process can be long and cumbersome or worse can lead to errors if the simplifications are too strong.

Ziel:

The performance of today's simulation tools allows fast and accurate solutions for such extremely complex geometries. The simulation of the time-dependent flow in the complex model of a human nose can give insight of the physics of the nose flow. The transition from steady to unsteady flow, the role of the sinuses and the detection of local phenomena like pressure loss and temperature distributions can be analysed. The long term aim is to guide the physicians in how the breathing capabilities of a patient can be improved.

Lösungsweg:

In this study, we start from a high fidelity CFD mesh of the complete nasal cavity based on a set of CT images. The surface mesh was generated by a tool which used the following techniques: blurring, edge detection, thresholding, advancing front and marching cube method, non-shrinking smoothing and polygon reduction methods [1]. Once the surface grid is built, we used the grid generator NETGEN to generate the volume grid. Up to three prism layer are generated near the wall and the remaining volume is filled with tetrahedrons. As the flow is expected to be laminar, there are no special resolution requirements near the walls. However, the near wall prism layers lead to better overall accuracy of the simulations.

The DLR code THETA is used to perform the simulations. This code, designed for the efficient simulation of low Mach number flows, is based on a projection method for the pressure velocity coupling and is suited for hybrid, unstructured grids. A 3rd order upwind scheme for the reconstruction of velocity and temperature is used for the present simulations. The implicit time-stepping is of 2nd order accuracy. The linear equations are solved using a matrix free combination of multigrid and CG-methods. Domain decomposition is applied for the efficient parallelisation of the code.

Starting from the initial grid a sequence of grid refinements are performed using the adaptation tool of the code inorder to get accurate mesh-independent solutions.

Ergebnis:

Two different inflow conditions are used in the simulations. First, we prescribe a temporally constant velocity of 1 m/s at the inlet planes. This velocity is equivalent to an average mass flux of about 45 litre per minute. The flow was found to be steady in the front and middle part of the nose. However, at the beginning of the trachea, a time-dependent separation could be observed. This observation correlates with the local Reynolds number, which are in the range of 500 (built with the hydraulic diameter) in the middle part of the nose and exceed values of 2500 near the trachea.

In the second simulation, the inflow velocity starts at zero and is smoothly increased to the maximum value. Although the initial conditions are quite different compared to the first run, the resulting flow structure remains qualitatively the same.

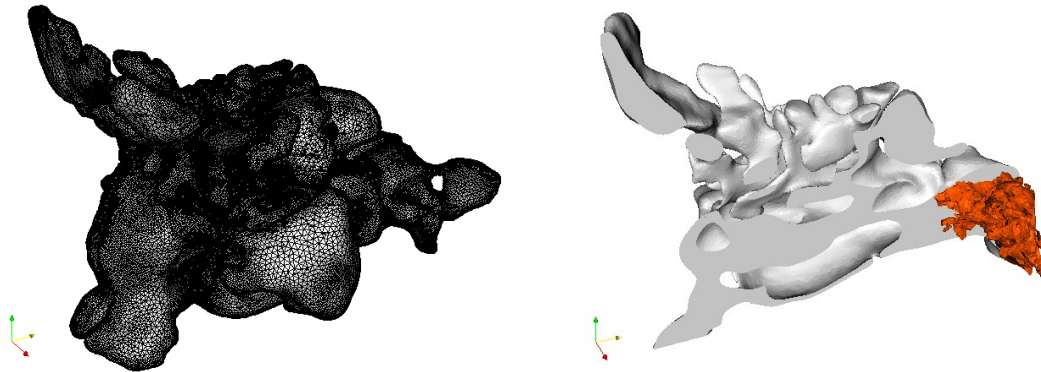


Figure 1: The surface grid of the nose (left) and isosurface of the time-derivative (right). Time-dependent flow can be detected only in the vicinity of the trachea.

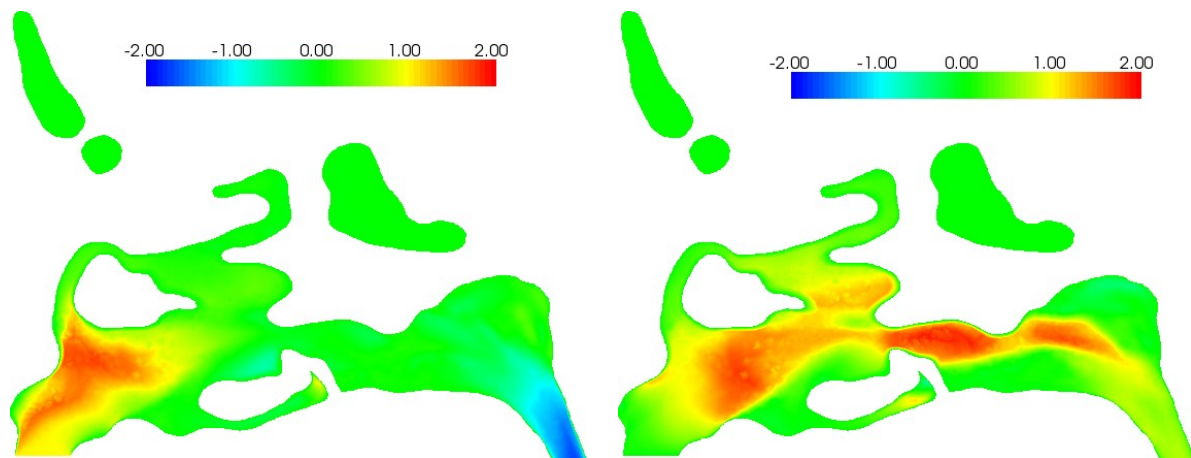


Figure 2: Contour plots of the z (left) and y (right) component of the velocity at a longitudinal cut near the middle of the nose.

Literatur:

[1] J. Pennecot, L. Krenkel, "An Automated Reconstruction of the Lungs for CFD Simulations", 5th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Venice, 2008

weiteres Vorgehen:

The effect of small hairs inside the nose should be modelled to get a more realistic result for the heat transfer inside the nose. This may be done by introducing time-dependent forcing terms in the momentum equation, which simulates the vortex shedding behind this hairs.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Adams	28, 42, 60, 130, 138, 150, 236	Elsinga	48	Jenny	186
Aldudak	140	Enk	192	Jensch	98
Alfredson	120	Ertunc	46	Jovanovic	46
Alshabu	84	Fey	252	Jung	28
Amtsfield	260	Fischer, C.	68	Kamruzzaman	164
Aybay	152	Fischer, V.	142	Karic	166
		Franke	106	Kessler, M.	216
Banuti	50, 184	Frederich	206, 260	Kessler, R.	214, 266
Barth	52, 54, 56, 248	Frohnäpfel	46	Kirmse	256
Bartolome Calvo	58	Gardner	194, 228	Klän	242
Basara	140	Geisler	48	Klar	130
Bauer	154	Gomes	180	Klein	252, 254
Baysal	86	Görtz	196	Klimach	208
Becker	156, 174, 262	Grabe	70	Klioutchnikov	204
Béguin	42	Grohmann	156	Kniesburgess	262
Bertsch	44	Grundmann	92, 116	Knopp	190, 210
Birkefeld	158	Günter	96	Köksoy	46
Birrer	60	Hain	196	Kompenhans	252, 256
Blume	250	Han	196	König	168
Bonfigli	186	Hannemann, K.	56, 58, 70, 184	Konrath	252, 256
Bosbach	148	Hartmann	198	Koop	252
Böttcher	62	Hecklau	94	Korfanty	74
Breitsamter	28, 42, 130, 138, 236	Heider	160	Kožulović	30
Brenner	144, 222	Heinrich	200, 202, 220	Krämer	120, 1262, 164
Breuer	46, 152, 180, 238	Heitmann	72	Krammer	44
		Held	198	Krenkel	100, 146, 264
Casper	88	Henne	254	Kriegseis	102
Cheviakov	112	Henning	48	Krimmelbein	212
Ciobaca	90	Hermes	204	Krumbein	212
		Herrig	164	Kühn	148
Dankert	248	Hirner	162		
Dehler	102	Hoffie	80	Lambert	214
Delgado	46	Höld	128	Leicht	198
Dittrich	64	Höll	96	Lienhart	46, 180
Duchmann	92	Hylla	206, 260	Longo	50, 54, 56, 62, 64, 74, 78
				Lübon	216
Egami	252, 254	Illi	52	Lucius	144
Eggers	66	Ivanov	164	Lüdeke	104
Eisfeld	188, 190	Jakirlic	140	Ludewig	106

Lutz	162, 164	Reyer	258	Voß, G.	38
		Richter	194, 228		
Mack	76, 108	Rist	86, 118, 124, 126	Wagner, A.	56
Mahmood	110			Wagner, C.	148, 264
Márquez	218	Rival	246	Wartemann	104
Gutiérrez		v. Roden	248	Wassen	96
Martinez	56, 80, 82, 248	Roller	208	Weinand	136
Schramm		Rosemann	100194, 228	Werner- Westphal	44
Melber- Wilkending	32			Westhoff	148
Michler	220	Rossow	230	Wieneke	48
Möller	256	Rudolph	258	Winkler	150
Morgenweck	170	Rütten	146, 266	Wokoeck	256
Mukinović	222	Sachs	254	Wolf	240
Müller	172	Sandham	104	Wolfram	56, 82
Mulot	56	Scarano	48	Wunderlich	40
Münsch	180	Schade	34	Würz	120, 164
Munz	158, 234	Schäfer	174		
		Schmeling	148	Yin	178
Neuenhahn	68	Schreyer	120		
Niehuis	106	Schröder, A.	48, 56, 160	Zander	94
Nishi	46			Zengl	126
Nitsche	94, 114, 250, 258	Seiler	132, 176		
		Seitz	122		
Nitzsche	244	Selent	124		
Nold	112	Send	182		
		Sesterhenn	108		
Oberlack	112	Sharman	246		
Olivier	68, 84, 204	Srulijes	134, 176		
Özkaya	224	Staack	48		
		Stemmer	60, 232		
Pätzold	114	Streit	36		
Peltzer	114	Strom	78		
Pennecot	266	Stürmer	178, 218		
Pernpeintner	150	Talamelli	120		
Petrache	130	Taube	234		
Pfingsten	98	Thiele	96, 206, 260		
Polifke	142				
Prill	198	Thouault	236		
Probst	226	Togiti	238		
		Tropea	92, 102, 116, 140, 246		
Quadros	116				
		Uffinger	172		
Radespiel	98, 226, 256				
Rashad	118	Vogel	138		
Reimann	78, 80				