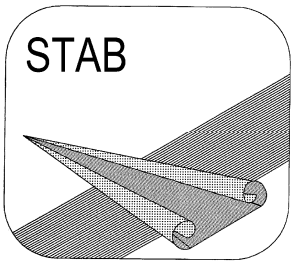
STAB



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

2009

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle 5

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung
und Organisation 7
Gremien 10
Koordinierte Programme der DFG 13

Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht 14

Bericht über den 14. STAB-Workshop, 11.-12.11.09 in Göttingen 15

17. DGLR-Fach-Symposium der STAB, 2010, „Call for Paper“ 16

Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt –
Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“ 17

Neue wissenschaftliche Zeitschriften :
“CEAS Aeronautical Journal“ und “CEAS Space Journal“ 18

Statistik zu den „Mitteilungen“ 19

Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den
Projektgruppen und Fachkreisen 20

Mitteilungen 26

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren 174

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 75 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Dies sind zum größten Teil die Anmeldungen für den STAB-Workshop in Göttingen 2009. Die “Mitteilungen“ dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 19 bis 25), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge zu den Fachkreisen sind in drei Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α,β-tisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erst-Autor) zu 7% auf die Industrie, 52 auf die Hochschulen, 37 auf das DLR und 3 % auf das ISL. Auf Seite 176 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 in Jahren mit Symposium größer als in Jahren mit „Workshop“ sind.

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 2010, 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 190 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 2010

---

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de

O Ich bitte um Zusendung des "STAB-Jahresbericht 2009"

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 Finanziers 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
- 14. STAB-Workshop	Göttingen, 11.-12.11.2009

Kurs über "Application of Particle Image Velocimetry, PIV":
findet seit 1993 regelmäßig im DLR-Göttingen statt,
letztmalig am 22.-26.03.2010

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. 112; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010

Vorschau:

- 17. STAB- Symposium	Berlin, 9.-10. Nov. 2010 (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite gestellt)
- 19. Kurs "PIV" (voraussichtlich)	Göttingen, März 2011

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. R. Behr (Astrium-Space, München)
roland.behr@astrium.eads.net Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629

Dr. C. Breitsamter (Technische Universität München)
Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139

Prof. Dr. A. Dillmann (Sprecher) (DLR, Göttingen)
andreas.dillmann@dlr.de Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889

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

Prof. Dr. J. Fröhlich (TU Dresden)
Jochen.Froehlich@tu-dresden.de Tel.: 0351 / 463 37607; Fax: 0241 / 463 35246

Prof. R. Henke (RWTH Aachen)
henke@ilr.rwth-aachen.de Tel.: 0241 / 80 96800; Fax: 0241 / 80 92233

Prof. Dr. E. Krämer (Universität Stuttgart)
kraemer@iag.uni-stuttgart.de Tel.: 0711 / 685-63401; Fax: 0711 / 685-63438

Dr. P. Hennig (LFK, Unterschleißheim)
paul.hennig@lfk.eads.net Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904

Dr. G. Heller (Sprecher) (Airbus, Bremen)
gerd.heller@airbus.com Tel.: 0421 / 538-2649; Fax: 0421 / 538-4714

Prof. Dr. W. Nitsche (Sprecher) (Technische Universität Berlin)
w.nitsche@ilr.tu-berlin.de Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955

Dipl.-Ing. T. Pinar. (EADS Militärflugzeuge, München)
thilo.pinar@eads.com Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766

Prof. Dr. R. Radespiel (Technische Universität Braunschweig)
R.Radespiel@tu-bs.de Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952

Prof. Dr. C.-C. Rossow (DLR, Braunschweig)
Cord.Rossow@dlr.de Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320

Dipl.-Ing. D. Schimke (Eurocopter Deutschland, München)
dieter.schimke@eurocopter.com Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888

Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen)
office@aia.rwth-aachen.de Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257

Prof. Dr. L. Tichy (DLR, Göttingen)
lorenz.tichy@dlr.de Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862

Projektgruppen

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

Turbulenzforschung/ -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 (ESA-ESTEC, Noordwijk)** **Tel.: 0031 71 56 56662** **e-mail: jose.longo@esa.int**
Flow Control, Transition und Laminarhaltung	**Dr. G. Schrauf (Airbus Deutschland, Bremen)** **Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910** **e-mail: geza.schrauf@airbus.com**
Hochagile Konfigurationen	**Dr. R. Höld (LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, Unterschleißheim)** **Tel.: 089 3179-8845; Fax: 089 3179-8908** **e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de**
Drehflügleraerodynamik	**Dr. K. Richter (DLR, Göttingen)** **Tel.: 0551 / 709-2631; Fax: 0551 / 709-2811** **e-mail: kai.richter@dlr.de**
Technische Strömungen	**Prof. Dr. C. Wagner (DLR, Göttingen)** **Tel.: 0551 / 709-2261; Fax: 0551 / 709-2241** **e-mail: claus.wagner@dlr.de**

Fachkreise:

siehe hierzu die

‚Teilssystem- und Technologieorientierten Fachbereiche (T)' der **DGLR** unter **www.dglr.de:**

Aeroelastik und Strukturdynamik T 1.2	**Dipl.-Ing. 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**
Strömungsakustik/Fluglärm T 2.3	**Dr. M. Sutcliffe (Airbus, Bremen)** **Tel.: 0421 / 538-3439; Fax: 0421 / 538-871-2267** **e-mail: mark.sutcliffe@airbus.com**

Versuchsanlagen **T 2.4**	**Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord)** **Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582** **e-mail: dnw@nlr.nl**
Wissenschaftlicher Koordinator	**Dr. H.-P. Kreplin (DLR, Göttingen)** **Tel.: 0551 / 709-2259; Fax: 0551 / 709-2135** **e-mail: hp.kreplin@dlr.de**

vormalige Fachkreise der STAB:

Physikalische Grundlagen	**Prof. Dr. U. Rist (Universität Stuttgart)** **Tel.: 0711 / 685-3432; Fax: 0711 / 685-3438** **e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.de** **Prof. Dr. C. Tropea (Technische Universität Darmstadt)** **Tel.: 06151 / 16-2854; Fax: 06151 / 16-4754** **e-mail: ctropea@sla.tu-darmstadt.de**
Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	**Prof. Dr. D. Kröner (Universität Freiburg)** **Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632** **e-mail: dietmar@mathematik.uni-freiburg.de** **Prof. Dr. N. Adams (Technische Universität München)** **Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139** **e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de**
Messtechnik	**Prof. Dr. M. Raffel (DLR, Göttingen)** **Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2404** **e-mail: markus.raffel@dlr.de**
Anlagen	**Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord)** **Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582** **e-mail: dnw@nlr.nl**

Stand: März 2010

Koordinierte Programme zur Strömungsmechanik der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

	<u>Exzellenzcluster</u>		
259	Intelligente Grenzflächen: Verständnis und Gestaltung von Strömungsberandungen	Prof. Tropea Prof. Stephan	TU Darmstadt
	<u>Schwerpunktprogramme</u>		
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
	<u>Forschergruppen</u>		
1066	Simulation des Überziehens von Tragflügeln und Triebwerksgondeln	Prof. Radespiel	TU Braunschw.
1182	Wandnahe Transport- und Strukturbildungsprozesse in turbulenten Rayleigh-Benard-, Taylr-Couette- und Rohrströmungen	Prof. Eckardt Prof. Schumacher Prof. Egbers	Uni Marburg TU Ilmenau BTU Cottbus
	<u>Sonderforschungsbereiche / Transregios</u>		
40	Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme	Prof. Adams	TU München
557	Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen	Prof. King	TU Berlin
609	Elektromagnetische Strömungsbeeinflussung in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie	Prof. Odenbach	TU Dresden
	<u>Graduiertenkollegs</u>		
1095	Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme	Prof. Weigand	Uni Stuttgart
1114	Optische Messtechniken für die Charakterisierung von Transportprozessen an Grenzflächen	Prof. Tropea	TU Darmstadt
1529	Mathematical Fluid Dynamics	Prof. Hieber	TU Darmstadt
1567	Elektromagnetische Strömungsmessung und Wirbelstromprüfung mittels Lorentzkraft	Prof. Thess	TU Ilmenau

Verfassen von „Mitteilungen“:

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 2010.

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.

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

Mit freundlichen Grüßen
Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

13. STAB-Workshop in Göttingen

Seit mehr als 25 Jahren führt die „Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“ die "Strömungsmechanik" insbesondere der Luft- und Raumfahrt in Deutschland zusammen. Ziel ist es, die Ressourcen aus Universitäten, dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR, und der Industrie zu bündeln, Forschungsbedarfe zu erkennen und daraus miteinander Forschungsprojekte abgestimmt zu formulieren, um so die Ressourcen optimal einzusetzen. Diese werden je nach Aufgabentyp aus öffentlichen Geldern von EU, Bund und Ländern gefördert, und/oder auch aus der Industrie bereitgestellt.

Alle zwei Jahre findet im DLR in Göttingen ein Workshop statt, bei dem aus laufenden Arbeiten berichtet wird. Der 14. STAB-Workshop fand vom 11.-12.11.2009 statt. Bei dieser Gelegenheit wird insbesondere dem wissenschaftlichen Nachwuchs die Möglichkeit gegeben, seine Themen einem größeren Fachpublikum vorzustellen und darüber zu diskutieren. Mit 57 Vorträgen und ca. 100 Teilnehmern hatte diese Veranstaltung wieder den erwarteten Zuspruch.

Der Workshop begann mit einem Übersichtsvortrag von D. Reckzeh, Airbus Bremen, mit dem Titel „Flying community friendly - The role of high-lift aerodynamics at Airbus“. Die in bis zu drei Parallelsitzungen vorgestellten Fachbeiträge waren in Anlehnung an die Struktur der STAB unterteilt in: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration; Hyperschallaerothermodynamik; Flow Control, Transition und Laminarhaltung; Hochagile Konfigurationen; Numerische Verfahren/ Aerodynamik; Experimentelle Aerodynamik/ Turbulenzforschung; Aeroelastik und Strukturdynamik.

Als positiv bleibt festzuhalten, dass viele junge Vortragende den Workshop aktiv mitgestaltet haben. 26 Vorträge kamen aus den Hochschulen und 27 aus Forschungseinrichtungen (DLR und ISL). Die Beteiligung der Industrie war mit vier Vorträgen wieder gering. Gegenüber dem Workshop vor zwei Jahren ist das zwar ein Anstieg um 100%. 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.

Der nächste (15.) Workshop wird voraussichtlich im November 2011 wieder in Göttingen abgehalten. In diesem Jahr findet turnusgemäß das 17. DGLR-Fach-Symposium der Stab vom 9.-10.11.2010 in Berlin statt.

Weitere Informationen zu STAB findet man unter: www.dlr.de/agstab.

Dr. Hans-Peter Kreplin
- Wissenschaftlicher Koordinator der STAB –



Der Vortragende und das Auditorium während des Übersichtsvortrags im DLR School_Lab

Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft





Technische Universität Berlin



CALL FOR PAPERS

17. DGLR-Fach-Symposium der STAB

9. – 10. November 2010
in Berlin

Bevorzugt berücksichtigt werden **strömungsmechanische Beiträge** zu den Themenstellungen der STAB-Projektgruppen und Fachkreise, insbesondere auch solche zu den Themen aus nationalen und internationalen Verbundprojekten:

- **Aerodynamik und Aeroakustik**
- **Biofluidmechanik**
- **Drehflügleraerodynamik**
- **Experimentelle Simulation und Versuchstechniken**
- **Fahrzeugaerodynamik**
- **Flow Control**
- **Hyperschallaerothermodynamik**
- **Laminarhaltung und Transition**
- **Neue Konfigurationen**
- **Numerische Simulation**
- **Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration**
- **Turbomaschinen**
- **Turbulenzforschung**

Richten Sie bitte Ihre Vortragsanmeldungen ausschließlich auf dem 2-seitigen „STAB-Mitteilung“-Raster (inkl. Bilder) bis zum

30. Juni 2010

an:
Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Nitsche / Dr.-Ing. Inken Peltzer
Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin
Marchstr. 12-14, 10587 Berlin
Tel.: 030/314-24449 / -23094, Fax: 030/314-22955
e-mail: wolfgang.nitsche@tu-berlin.de / inken.peltzer@tu-berlin.de

Siehe auch: www.dlr.de/agstab

Die positiv begutachteten Beiträge (max. 10 Seiten) werden in der Springer-Reihe „Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design“ veröffentlicht
Das Manuskript schicken Sie bitte an die Geschäftsstelle der STAB *),
die Ihnen auch für Rückfragen gerne zur Verfügung steht.
Das Manuskript ist spätestens drei Wochen vor der Tagung vorzulegen. Einzelheiten zur Anfertigung finden Sie im Internet unter www.springer.com/series/4629
und ab ca. Mitte Mai unter www.dlr.de/agstab.

*) Geschäftsstelle der STAB, c/o DLR, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen,
Tel.: +0551/709-2259; Fax.: -2135, E-mail: hp.kreplin@dlr.de



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 Aufnahmeantrag 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



CEAS Aeronautical Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies
ISSN: 1869-5582 (print version)
Journal no. 13272
Springer Wien
http://www.springer.com/springerwiennewyork/engineering/journal/13272
on-line manuscript submission: http://www.edmgr.com/canj

Editor-in-Chief: Andreas Dillmann, Goettingen
Managing Editor: Hans-Peter Kreplin, Goettingen

The CEAS Aeronautical Journal has been created by the Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. Under the umbrella of CEAS, the research organisation DLR and the agency ESA support the Journal.
The CEAS Aeronautical Journal is devoted to publish new developments and results in all areas of aeronautics-related science and technology. Also of interest are (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to aeronautics and descriptions of the potential way forward. The topics of the journal are aeroacoustics, aeroelasticity, air transport system, air traffic management, flight mechanics, flight physics and aerodynamics, propulsion, structures and materials. Also welcome are reports on new developments in design and manufacturing of aircraft, rotorcraft, missiles and unmanned aerial vehicles.
The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.



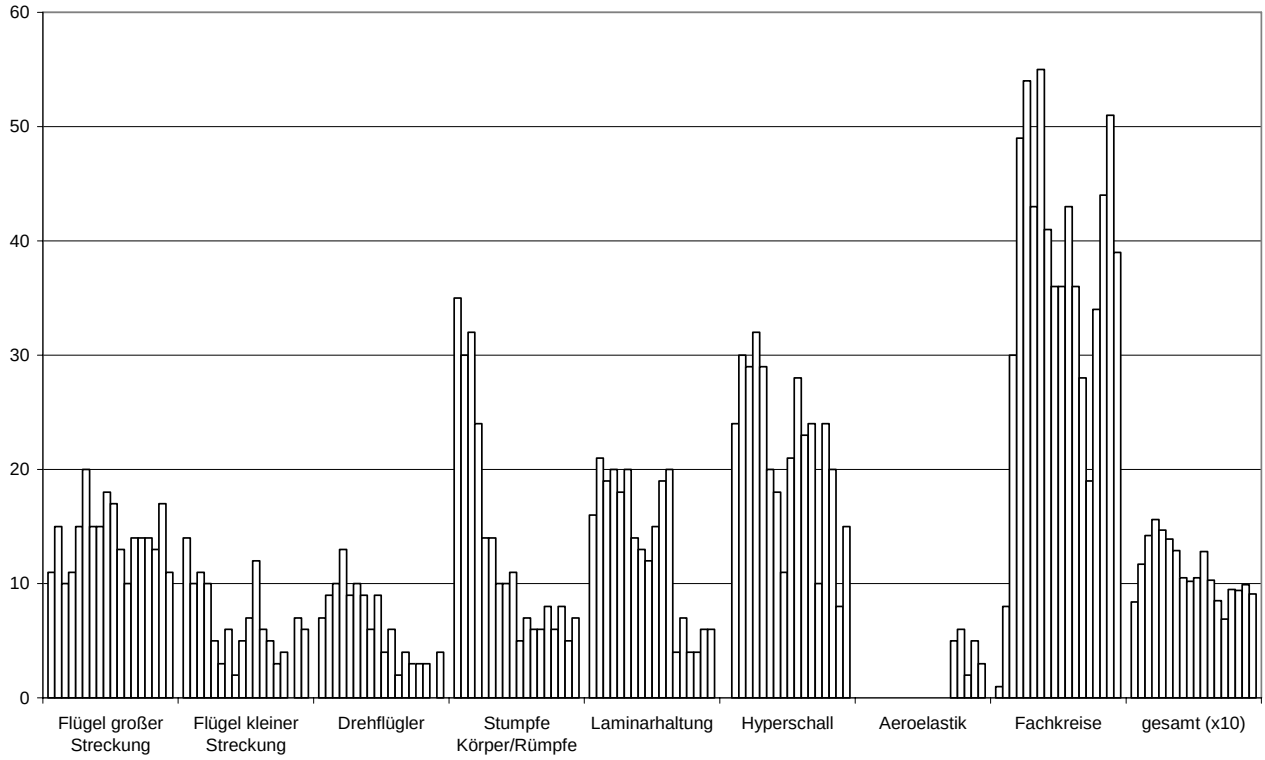
CEAS Space Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies
ISSN: 1868-2502 (print version), 1868-2510 (electronic version)
Journal no. 12567
Springer Wien
http://www.springer.com/springerwiennewyork/engineering/journal/12567
on-line manuscript submission: http://www.edmgr.com/ceas

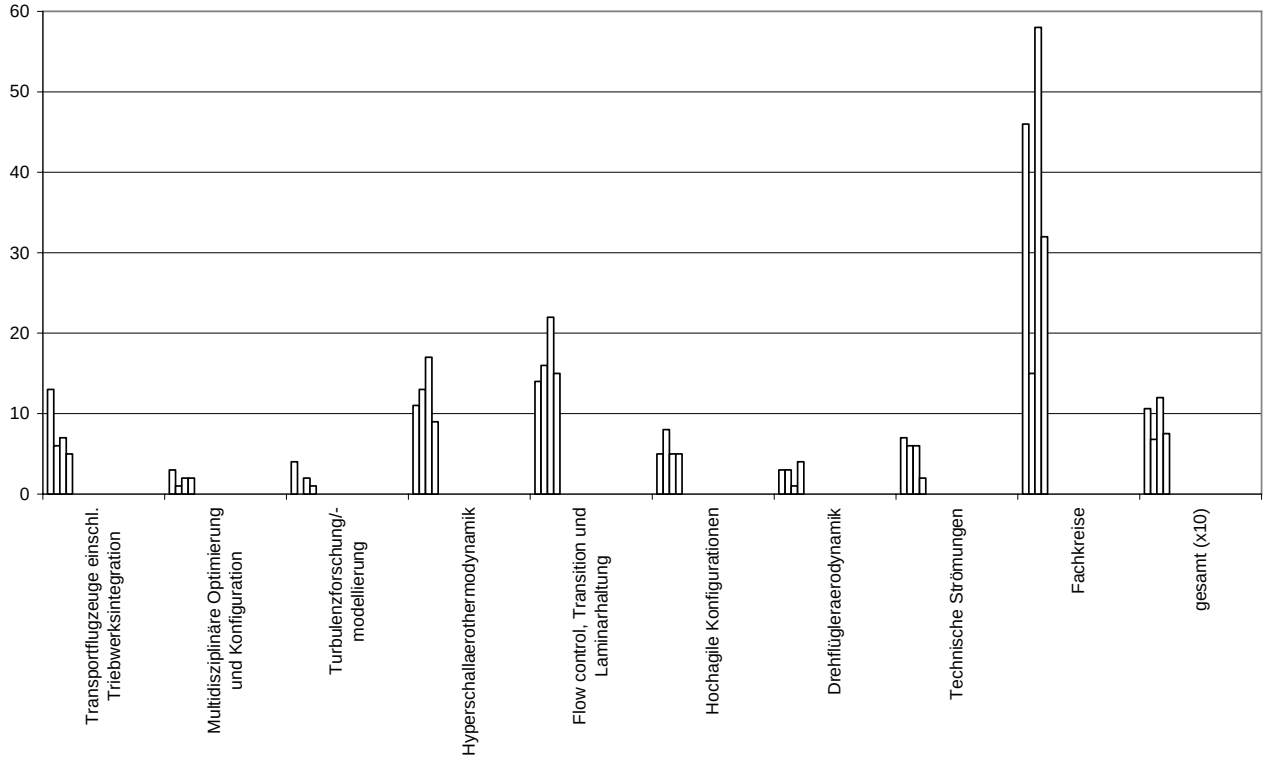
Editor-in-Chief: Constantinos Stavrinidis (ESA)
Managing Editor: Wilhelm Kordulla (ESA), Torben Henriksen (ESA)

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

Mitteilungen 1988 – 2005



Mitteilungen ab 2006 (neue STAB-Struktur)



Stand: März 2010

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“

		Seite
Hernandez	Numerical Analysis in Vortex Drag Reduction of a Commercial Aircraft	26
Jung; Breitsamter; Adams	Experimentelle Untersuchung des Flügelnachlaufs von Verkehrsflugzeugen mit unterschiedlichen Luftbremsenkonzepten	28
Reckzeh	Flying community friendly - The role of High-Lift Aerodynamics	30
Schulze, Cierpka, Kähler	Untersuchung der abgelösten Strömung in einem Triebwerkseinlauf mit der Tomographischen Particle Image Velocimetry	32
Schulze, Kähler	Untersuchung der abgelösten Strömung in einem Triebwerkseinlauf mit verschiedenen Visualisierungs- und Messtechniken	34

2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“

Béguin, Breitsamter, Adams	Untersuchung einer massiv formvariablen Flügelkonfiguration mit flexibler Tragfläche.	36
Winkler; Pernpeintner; Adams	Automatisierte aerodynamische Formoptimierung der Besatzung eines 2er-Bobs.	38

3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/-modellierung“

Schäfer, Klaas, Schröder, Dierksheide	Tomographic particle-image velocimetry (Tomo-PIV) in a fully developed turbulent channel flow with regard to dissipation elements	40

4. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“

Barth, Gehre, Eggers, Longo, Martinez Schramm, Hannemann, Böhrk	Numerische Voruntersuchungen der SHEFEX-II Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	42

		Seite
Bartolomé Calvo, Hannemann	On the Simulation of the Flow and Heat Transfer in Liquid Rocket Engine Cooling Channels	44
Edelmann, Rist	Simulation eines Rauhigkeitselements in einer Grenzschicht bei Ma=4,8	46
Heitmann, Radespiel	Rezeptivität hypersonischer Grenzschichten auf künstliche Druckstörungen	48
van den Kroonenberg, Radespiel	Area-covering amplification rates of cross-flow instabilities	50
Rutschmann, Martinez Schramm, Wolfram, Laurence	Untersuchungen einer Kraftmesstechnik basierend auf optischer Objektverfolgung	52
Schülein, Zheltovodov	Study of localized flow heating effects on wave drag of blunt bodies	54
Stollmeier, Grabe	Rechengitter zur Teilchenverfolgung in DSMC-Strömungssimulationen	56
Thees, Martinez Schramm, Hannemann	Entwicklung und Optimierung eines holographischen Zwei-Farben-Interferometers für den HEG zur Bestimmung von Elektronengasdichten	58

5. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“

Barckmann, Grundmann, Tropea	Strömungskontrolle mit DBD Plasma-Aktuatoren bei höheren Machzahlen.	60
Bieler	Strömungskontrolle zur Verbesserung der Low Speed Performance	62
Braga, Würz, Krämer, Borodulin, Kachanov	Experimental investigation of weakly nonlinear interactions of Tollmien-Schlichting waves in a non self-similar boundary layer	64
Gerber	Grenzschichtabsaugung am Profil ohne Pumpe	66
Höll, Günther, Wassen, Thiele	Aktive Ablösekontrolle auf der Hinterkantenklappe einer Hochauftriebskonfiguration.	68

		Seite
Jovanovic, Frohnapfel, Lienhart, Delgado	An Investigation of Viscous Drag Reduction by Delay Laminar-Turbulent Transition Using Microgroove Surface Pattern	70
Kurz, Güttler, Duchmann, Kriegseis, Grundmann, Tropea	Grenzschichtmanipulation mit Hilfe von Plasma-Aktuatoren	72
Mahmood	Computational Investigation of Active Flow Control Device Using Detached Eddy Simulation	74
Motuz	Mikro-Ausblasung zur Widerstandsreduzierung turbulenter Strömungen	76
Pavlov, Rist, Siebert	Learning from the dolphin skin – Analysis of the relation between skin morphology and local flow conditions for a fast-swimming dolphin	78
Rist, Rashad	Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation of Modified Jet and Vortex Actuators (JaVA)	80
Sattler	Model-Reduktion zur aktiven Strömungsregelung an einem Profil mit Zirkulationskontrolle	82
Schrauf	F100 NLF flight tests revisted: what can we learn on the the influence of steps on transition?	84
Togiti, Ciobaca	Numerical Investigation of Active Flow Control	86
Weismüller, Tropea	Freiflugexperimente zum Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf Laminarprofile	88

6. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Höld	Einsatz der Chimeratechnik an einem Lenkflugkörper	90
Klar, Breitsamter, Adams	Experimentelle und numerische Untersuchung von Wirbelschleppen bei hochmanövrierfähigen Flugzeugen.	92
Seiler	Wechselwirkung eines Seitenstrahls mit der Anströmung am QSFK	94
Seiler, Srulijes	Noise produced by Supersonic Jets: a new explanation	96
Srulijes, Seiler	Experimentelle Untersuchung der Umströmung von Gefechtsköpfen beim Eintritt in die Atmosphäre	98

7. Projektgruppe „Drehflügleraerodynamik“ Seite

Gardner, Richter, Rosemann	Numerical investigation of air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil	100
Klein, Lutz, Krämer	Berücksichtigung instationärer Kriterien beim aerodynamischen Entwurf von Hubschrauber-Rotorblattprofilen	102
Richter, Gardner, Rosemann	Numerische Rotorumlaufsimulation von dynamisch bewegten Rotorblattprofilen mit Transitionsvorhersage	104
Vogel, Breitsamter, Adams	Aerodynamische Analysen an einer Hubschrauberkonfiguration mit drehendem Rotorkopf	106

8. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Konstantinov	Numerische Simulation gemischter thermischen Konvektionsströmung mit Strahlung in der Flugzeugkabine	108
Rütten, Wagner	Simulation of Cabin Air Outlet Flows	110

9. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“

Brosche, Govers	The influence of the support on the structural dynamic characteristics of the attached wind tunnel model	112
Fleischer; Breitsamter; Adams	Verfahren reduzierter Ordnung für aeroelastische Anwendungen	114
Lambie, Krenik, Jain, Tropea	Untersuchung an einem Profil mit elastischer Hinterkante	116
Send	Erhaltung der 3D Zirkulation bei 2D Experimenten im Windkanal Randeffekte als Folge zentraler Erhaltungseigenschaften	118

	10. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“	Seite
Cecora, Probst, Radespiel	Verifikation der ε^h-RSM-Implementierung im DLR-TAU-Code für industrielle Problemstellungen	120
Eisfeld	Das Verbundprojekt MUNA – Management und Minimierung von Unsicherheiten in der Numerischen Aerodynamik	122
Filimon, Munz	Iterierte Defektkorrektur Methode zur Fehleranalyse und Fehlerreduktion	124
Kelleners	Slope Limiters for Second Order Upwind Schemes	126
Krimmelbein	Current Status of the Automatic Transition Prediction in the DLR TAU Code	128
Lakshmipathy	Implementation and investigation of a more robust formulation of the k-ω based turbulence models in the DLR TAU code	130
Lee	Inverse design using adjoint approach	132
Leicht	Ein CFD-Verfahren variabler Ordnung auf adaptiven Netzen	134
Lincke	Thema: An Attempt to Identify Turbulent Structures in Large-Eddy Simulation of Turbulent Flow using the von Kármán Length Scale	136
Litvinenko, Matthies	Efficient numerical methods and data sparse techniques for uncertainties quantification in aerodynamics	138
Mazlum Radespiel	Netz induzierte Unsicherheiten und ihre Detektierung mittels eines Sensors auf Basis der künstliche Dissipation	140
Naumovich	Defect correction with algebraic multigrid for linearized problems in compressible aerodynamics	142
Reuß, Knopp, Jakubek, Schwamborn	Preparation of a detached eddy simulation on the F15 3eOptV2 geometry	144
Ritter, Neumann	Numerical forced motion simulations of the HIRENASD wind tunnel model	146
Roidl, König, Meinke, Schröder	In- and outflow conditions for a zonal RANS-LES method	148
Schwöppe	Erweiterung des TAU-Code um die zellzentrierte Netz-Metrik (TAU Cell-Centered) und strukturierte Algorithmen (TAU-IJK)	150
Taube, Munz	An explicit space-time discontinuous Galerkin scheme with local timestepping for unsteady flows	152

		Seite
Thouault, Breitsamter, Seifert, Adams	Numerical Analysis of a Rotating Cylinder with Spanwise Discs	154
Widhalm, Thormann	Implementierung eines linearisierten Frequenzbereich-Löser in den DLR TAU-Code.	156
Wolf, Henes, Lutz, Krämer	Untersuchung des Einflusses numerischer Parameter auf das CFDErgebnis mit Hilfe der Taguchi-Methode	158
Wolf	Ein Vergleich von DDES und RANS für eine Profilumströmung mit beginnender Hinterkantenablösung	160

11. Fachkreis „Experimentelle Aerodynamik / Mess- und Versuchstechnik“

Bitter	Charakterisierung von Nachlaufstrukturen bis Ma = 2.5 mit der fernmikroskopischen Highspeed – PIV	162
Cierpka, Kähler	Entwicklung und Qualifizierung von zeitauflösenden 3D Geschwindigkeitsmessverfahren	164
Friedl, Kähler	Messung von Form und Deformation an natürlich texturierten Oberflächen mittels Optischem Fluss	166
Hartmann, Steimle, Klaas, Schröder	Investigation of Shock Wave-Boundary Layer Interaction on a Supercritical Swept Wing Using Time-Resolved Particle-Image Velocimetry	168
Möller, Pöttner	Experimentelle Untersuchung des Einflusses von Seitenwind auf den Nachlauf eines Ahmed Körpers	170
van Rennings, Hecklau, Nitsche	Vermessung der Anströmung und der laminaren Ablöseblase an einer Verdichterkaskade mit zeitaufgelöster Particle Image Velocimetry	172
Wolf, Kirmse, Konrath	Messung der Flügeloberfläche einer Schleiereule im Flug mit der Image Pattern Correlation Technique (IPCT)	174

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge

Ansprechpartner: Ricardo Hernandez

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10 **Telefon:** +49 551 709 2277
37073 Göttingen **Telefax:** +49 551 709 2404
e-mail: ricardo.hernandez-rivera@dlr.de

weitere Partner: Dr. Abel Hernandez, University of Guanajuato, México
M. S. Raúl Lesso Arroyo, Tecnológico de Celaya, México

Thema: Numerical Analysis in Vortex Drag Reduction of a Commercial Aircraft

Ausgangssituation:

The total drag of transonic aircrafts [1] can be expressed as three main components: the first component, parasite drag, is related to the skin friction and pressure drag, the second component, lift-dependent drag, is related to the drag caused by the lift, and the third component, is related to the effect of air compressibility.

According to Bertin et al. [2] the second component called induced drag is created when the wing tip vortex generates an induced velocity w in a downward direction called downwash velocity, see Figure 1. This downwash velocity tends to tilt the undisturbed air U_∞ with an angle ε. As a consequence, the resultant velocity, and therefore, the effective lift, is inclined at the same angle ε, producing a component of force parallel to the undisturbed air U_∞. In a typical cruise flight for a transport aircraft, the induced drag is usually about of 50% of the total aircraft drag [3].

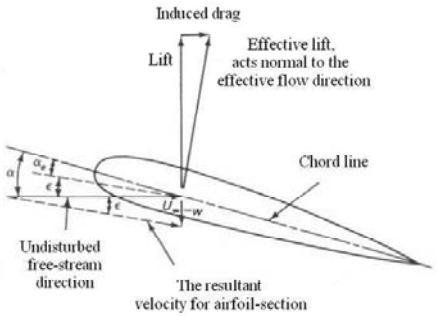


Figure 1. Induced flow [2].

Ziel:

The aim of this study was to investigate and compare the induced drag of a commercial aircraft without winglets and with two prototypes of winglets in order to evaluate the effects of the winglets on the drag reduction and the lift of the wing.

Lösungsweg:

The subsonic commercial Boeing 767-300/ER aircraft model with a particular wing design is shown in Figure 2. The kinetic and thermal effects from the engines were taken into account.

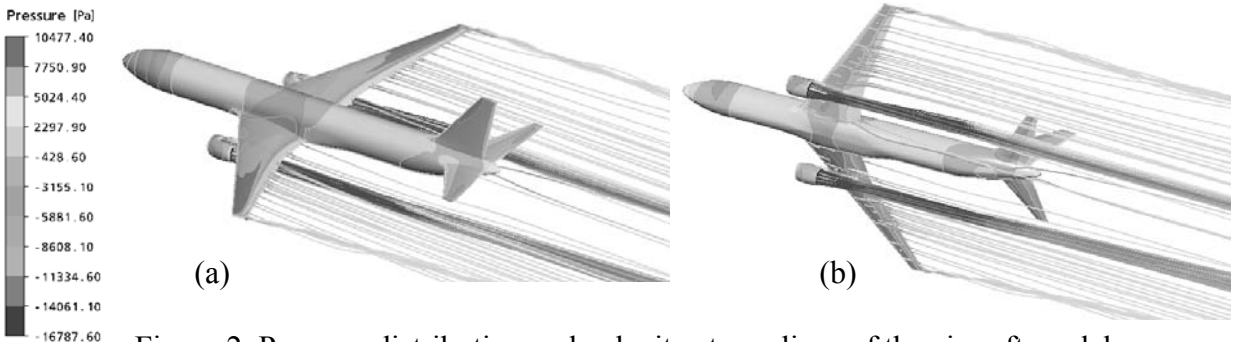


Figure 2. Pressure distribution and velocity streamlines of the aircraft model: (a) view from above; (b) view from below.

STAB

The numerical analyzes were performed for a typical cruise flight condition with a Mach number M = 0.8. To reduce the compressibility drag, supercritical airfoil sections DFVLR R- 4 and RAE (NPL) 5212 for the wing root and tip respectively were chosen. To approximate an elliptical distribution of lift, the angle of incidence of the wing was linearly reduced from $\theta = 4^{\circ}\ 15'$ at the wing root down to $\theta = 0^{\circ}$ at the wing tip. The angle of dihedral was $\Ø = 6^{\circ}$, the sweep angle was $\Lambda = 31^{\circ}\ 30'$, the aspect ratio was AR = 8, and the taper ratio was $\lambda = 0.19$. To investigate the drag reduction, two wing tip devices: the vortex diffuser winglet (VDW) and the tip fence winglet (TFW) were added and analyzed.

Ergebnis:

Figure 3 shows the numerical results of the rolling up of the wing tip vortex for all the different configurations of the wing tip and Table 1 shows numerical data about the aerodynamic forces of the aircraft and the tangential velocities of the vortexes. Figure 3a shows the rolling up of the vortex from the B767. Because of the high concentration of vorticity in the surface of the wing tip, the area near the tip does not produce lift. Figures 3b and 3c show the rolling up of the vortex for the wing with the winglets VDW and TFW respectively. In these figures, it can be seen that the winglets remove much of the vorticity away from the wing tip, and therefore, the air that is near the wing tip tends to behave more like a two-dimensional flow along the spanwise. As a result, the wing tip produces lift, which increases the span efficiency.

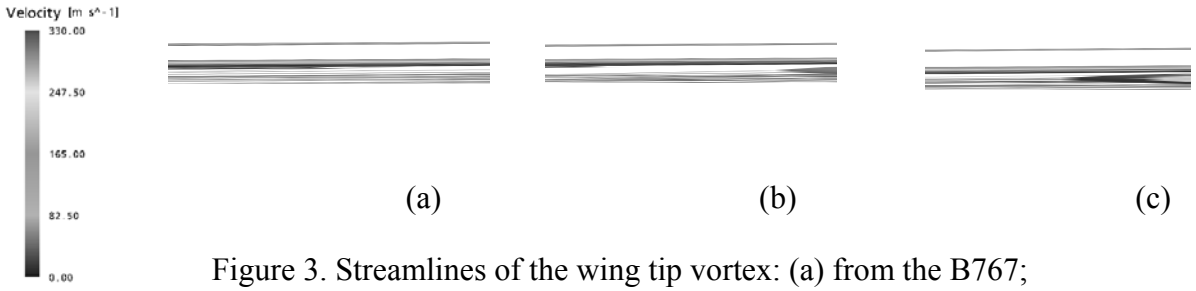


Figure 3. Streamlines of the wing tip vortex: (a) from the B767;
(b) from the B767 with VDW; (c) from the B767 with TFW.

Table 1. Drag and lift forces (kN) for the wing and for the complete aircraft, the overall angle of downwash ε, and the maximum tangential velocity of the vortex (m/s).

Analysis	Wing drag	Wing lift	Overall ε	Aircraft drag	Maximum tangential velocity
B767	100.7	1651.9	3.48º	190.0	57
B767 VDW	87.8	1691.5	2.97º	183.4	43
B767 TFW	90.8	1677.6	3.10º	185.2	46

As the winglets remove much of the vorticity from the wing tip, the induced velocity *w* is decreased, and consequently, the angle of downwash ε is also decreased, reducing the parallel force against the aircraft and increasing the lift. The B767 VDW presents a total aircraft drag reduction of about 3.47%, a reduction in the maximum tangential velocity near the wing trailing edge of about 24.5%, a reduction in the angle of downwash of about 14.6%, and hence, an increase in the wing lift of about 2.39%. The B767 TFW presents a total aircraft drag reduction of about 2.52%, a reduction in the maximum tangential velocity near the wing trailing edge of about 19.29%, a reduction in the angle of downwash of about 10.91%, and, an increase in the wing lift of about 1.55%. According the current study, the vortex diffuser winglet presented the best aerodynamic improvements.

Literatur:

[1] Ilan Kroo, Drag due to Lift: Concepts for Prediction and Reduction, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 33, pp. 587-617, 2001.
[2] John J. Bertin, Michael L. Smith, Aerodynamics for Engineers, Second Edition, Prentice Hall, 1989.
[3] J. Adib, Interaction between the Wing Trailing Vortex and the Engine Plume, Cranfield University, MSc Thesis, Cranfield University, 2006.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration / Experimentelle Aerodynamik

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

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

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

Weitere Partner: Airbus Deutschland GmbH

Thema: Experimentelle Untersuchung des Flügelnachlaufs von Verkehrsflugzeugen mit unterschiedlichen Luftbremsenkonzepten

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. Die Anwendung von Steilanflugverfahren ist dabei ein möglicher Lösungsansatz. Um den hierfür notwendigen Anflugwinkel zu erreichen, ist bei möglichst unverändertem Auftriebsbeiwert eine Erhöhung des Widerstandsbeiwerts nötig. Die diesbezügliche Wirksamkeit neuer Luftbremsenkonzepte wurde im Rahmen dieses Projekts bereits untersucht.
Luftbremsen erzeugen Widerstand in erster Linie durch ein großes Niederdruckgebiet auf der stromab gelegenen Seite. Dieses Niederdruckgebiet wird dadurch hervorgerufen, dass die Rekompression durch großskalige Ablösung bei der Umströmung unterbrochen wird. Diese großskalige Ablösung wiederum verursacht im Nachlauf Gebiete erhöhter Turbulenz, die sowohl statistische Geschwindigkeitsschwankungen, als auch periodische Vorgänge beinhalten.

Ziel:
Der Flügelnachlauf einer Verkehrsflugzeugkonfiguration mit unterschiedlichen Luftbremsenkonzepten soll mittels PIV- sowie Hitzdrahtanemometrie im Windkanal untersucht werden.
Ein Aspekt der Untersuchung ist eine Beurteilung der Luftbremsen in Hinblick auf Leitwerks-Buffet.

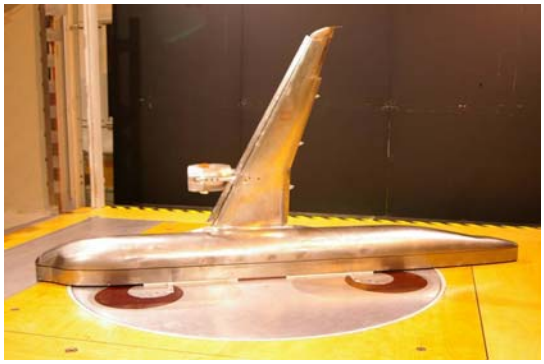


Abbildung 1: Modell im Windkanal A

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 so

eingestellt, dass für jede Konfiguration jeweils der selbe für den Anflug repräsentative Auftriebsbeiwert erreicht wird. Zusätzlich zur Referenzkonfiguration ohne Luftbremseneinsatz werden nacheinander verschiedene Luftbremsentypen mit jeweils gleicher Grundfläche und gleichen Ausschlägen $\delta = 30°$ installiert und die Messungen wiederholt mit ansonsten gleich bleibenden Parametern. Eine Fotografie des Modells im Windkanal ist in Abbildung 1 zu sehen. Alle Messungen finden bei offener Messstrecke im Niedergeschwindigkeitswindkanal A des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München statt. Mit dem verwendeten Stereo-PIV-Messsystem können die drei Geschwindigkeitskomponenten im Flügelnachlauf in Querströmungsebenen mit einer zeitlichen Auflösung von $f = 5$ Hz ermittelt werden. Mit Hilfe der Hitzdrahtmessungen ist eine wesentlich höhere zeitliche Auflösung von $f = 3$ kHz möglich. Damit lässt sich das Leistungsspektrum in ausgewählten Punkten ermitteln.

Ergebnis:
Abbildung 2 stellt die flächige, aus den PIV-Messungen ermittelte Verteilung des axialen Turbulenzgrads im Flügelnachlauf für die Basiskonfiguration und eine Luftbremsenkonfiguration gegenüber. Im direkten Nachlauf der Luftbremse ist ein Gebiet mit erhöhtem Turbulenzgrad deutlich zu erkennen. Zusätzlich ist die spektrale Leistungsdichte der axialen Geschwindigkeitsfluktuationen für eine ausgewählte Messposition gegenübergestellt. Hier sind im Fall der Luftbremsenkonfiguration zwei ausgeprägte Spitzen im Spektrum zu erkennen, die charakteristischen Frequenzen zugeordnet sind.

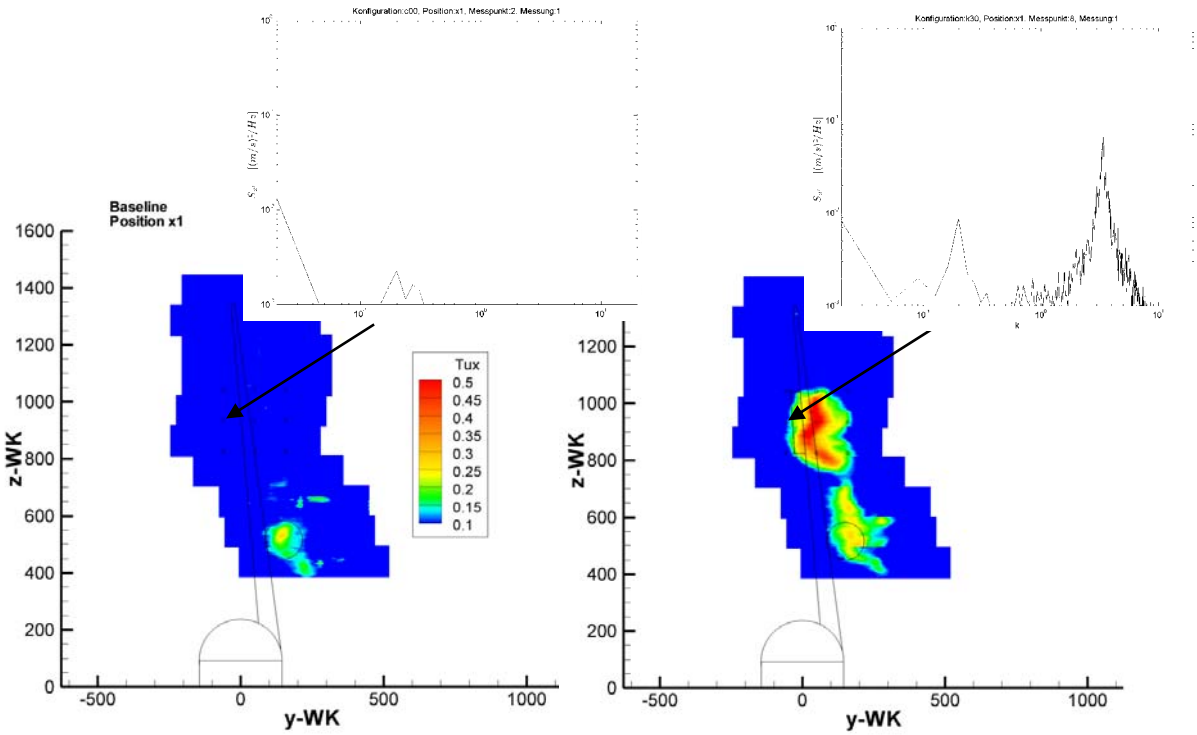


Abbildung 2: Turbulenzgrad sowie spektrale Leistungsdichte der axialen Geschwindigkeitsfluktuationen im Nachlauf für die Basis- (links) und eine Luftbremsenkonfiguration (rechts).

Weiteres Vorgehen:
Um die Unterschiede in der Umströmung der Luftbremsenkonzepte und die sich daraus ergebenden Unterschiede der Wirksamkeit und der Nachlaufstruktur weiter zu analysieren, werden begleitende CFD-Simulationen durchgeführt.

Datum: 20.02.2010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: **Transportflugzeuge**

Ansprechpartner: **Daniel Reckzeh**

Institution: **Airbus,** Aerodynamics Domain

Adresse: Airbus Operations GmbH
Huenefeldstr. 1-5 Phone: +49 421 538 2136
28816 Bremen, Germany e-mail:Daniel.Reckzeh@airbus.com

Flying community friendly - The role of High-Lift Aerodynamics

The concept and layout of the High-Lift System is a key contributor to enable future transport aircraft wings to show significant improvements towards the goals of ACARE2020 in terms of ecologic and economic performance.

The high-lift contribution can be seen in various aspects, either through direct effects by improving the high-lift system itself or by indirect aspects where the high-lift system acts as a key enabler for the overall feasibility of new configurations …

Key aspects on the high-lift contribution …

… for reduced fuel burn & emissions:

- **by light systems & structure**
  - Lightweight solutions for classsical systems
  - Enhanced high-lift performance to downsize the required moveables system
- **by multi-purpose devices**
  - Cruise variable camber flaps with differential flap setting
    - to enhance cruise flight performance
    - to provide lift control
- **by novel efficient engines**
  - Novel leading edge moveables to allow close coupled integration of ultra-high-bypass engines
- **by laminar flow wings**
  - Novel Leading edge moveables enabling laminar flow on wing
  - enhanced trailing edge moveables to allow slatless leading edge
  - Cruise variable camber flaps for shock control

… for reduced noise impact:

- **„by performance“**
  - Enhanced high-lift performance
  - for steep approach
  - for steep climb-out or reduced engine power
- **„by design“**
  - Suppression of source noise on the high-lift system and leanding gear
  - High-lift solutions for configurations with noise shielding

… for increased airport capacity:
(i.e. more efficient use of given infrastructure)

Datum: October 2009 **STAB**

- **by increase of take-off / landing frequencies**
  - climb-out & glide path flexibility
  - wake vortex prediction & control

... for improved economic performance
(i.e. reduced cost & time to market for novel efficient aircraft):

- **Earlier convergence & fidelity of assessment of the configuration by the use of**
  - Modern parametric CAD tools allowing close coupled multidiciplinary work
  - Early high-fidelity 3D CFD
  - High Reynolds-number windtunnel testing
  - Rapid prototyping windtunnel models with minimum lead time
- **... leading to**
  - reduction of lead time
  - minimizing uncertainties and resulting unnecessary margins

Airbus aerodynamics is conducting a targeted approach in high-lift R&T to address these future challenges for it's product portfolio.

A recent outcome of this approach is the A350 high-lift system where a full variable camber & differential flap setting functionality for wing weight & cruise performance improvement is realized as an integrated functional aspect of the high-lift system.

Following achievements in terms of design- and development capability are envisaged for the future

Short Term
- Multidisciplinary feasibility and potential of **advanced leading & trailing edge concepts** proven
- Improved capability on high/-low speed **integrated design**
- Basic understanding of airframe noise drivers and first concepts for **noise reduction** available for application
- **CAA-codes and experimental acoustics** available in design process
- **Flight-Reynolds-testing** further established as design verification tool

Mid Term
- Novel **smart solutions** for advanced leading & trailing edge concepts available
- **Design to noise capability** and new solutions for noise reduction available
- **Integrated high-/low-speed design** process fully established
- **3D-CFD and flight-Reynolds-verification** established as major design verification tools

Long Term
- Fully integrated **multidisciplinary 3D design process** for high-lift wing already in early concept phase established
- **Integrated 3D-CFD&CAA** tools established as major design & verification tools
- **Smart High-lift solutions** for extreme noise and traffic requirements available
- High-lift solutions for **novel configurations** beyond 2020 established

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration/
Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner: Sonja Schulze, Christian Cierpka, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik,
Universität der Bundeswehr München

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089-6004-2132
e-mail: sonja.schulze@unibw.de

Weitere Partner: Forschergruppe DFG-FOR 1066 der Deutschen Forschungsgemeinschaft

Thema: Untersuchung der abgelösten Strömung in einem Triebwerkseinlauf mit der Tomographischen Particle Image Velocimetry

Ausgangssituation:
Bei der Auslegung von Triebwerkseinläufen werden heutzutage große Sicherheitsmargen veranschlagt, um ein Überziehen der Triebwerksgondel im Langsamflug bei Start und Landung sicher ausschließen zu können. Eine inhomogene Anströmung von Fan und Verdichterstufen infolge von hohen Anstellwinkeln oder atmosphärischen Störungen ist unbedingt zu vermeiden, da das Triebwerk sonst in einen instabilen Betriebszustand übergehen kann.Unter der Voraussetzung, dass beginnende Ablösungen am Rand der Flugenveloppe zuverlässig vorhergesagt würden, wäre es möglich, die Wirtschaftlichkeit von Transportflugzeugen zu steigern, da die Grenzen des fliegbaren Bereichs besser ausgenutzt werden könnten.

Ziel:
Ziel der vorliegenden Arbeiten ist es, die dreidimensionale Topologie des instationären Wirbelabwerfens, wie es in einem überzogenen Triebwerkseinlauf auftritt, zu charakterisieren und Aussagen über die Dynamik zu machen. Die gewonnenen Erkenntnisse können genutzt werden, um die Ablöseerscheinungen zu verstehen und eine 3D Datenbasis für die Validierung der numerischen Simulationsmethodiken der Projektpartner zu schaffen.

Lösungsweg:
Um quantitative Aussagen zur Topologie und Dynamik der Strömungsstrukturen in einem abgelösten Triebwerkseinlauf machen zu können, ist eine isolierte Durchflussgondel ausgelegt worden, deren Ablöseverhalten einem angetriebenen Triebwerk mit realistischem Massenstrom entspricht [1,2]. Der Messaufbau für die tomographischen PIV Messungen im Atmosphärischen Windkanal München (AWM) ist in Abbildung 1 dargestellt. Die Herausforderung dieses Messaufbaus liegt hier zum Einen in dem großen Abstand zwischen Kameras und Messvolumen (ca. 1.5 m) und zum anderen in der gekrümmten Oberfläche der Durchflussgondel. Das außerhalb des Windkanals aufgespannte Laservolumen trifft in der Messstrecke auf einen Spiegel, der das Laservolumen in den zu untersuchenden Bereich der Durchflussgondel umlenkt, so dass in Vorwärtsstreuung gemessen werden kann. Um Reflexionen an der Gondeloberfläche zu vermeiden wurde der Umlenkspiegel entsprechend der Gondelkontur abgeklebt und das Laservolumen dementsprechend 1mm über der Gondeloberfläche im Bereich der turbulenten Ablöseblase (U_∞ = 39.7 m/s, α = 24°) aufgespannt. Als Strömungstracer diente DEHS Nebel, der im Ansaugturm des AWM über ein Rohrsystem zugefügt wurde.

Datum: 15.02.1010 **STAB**

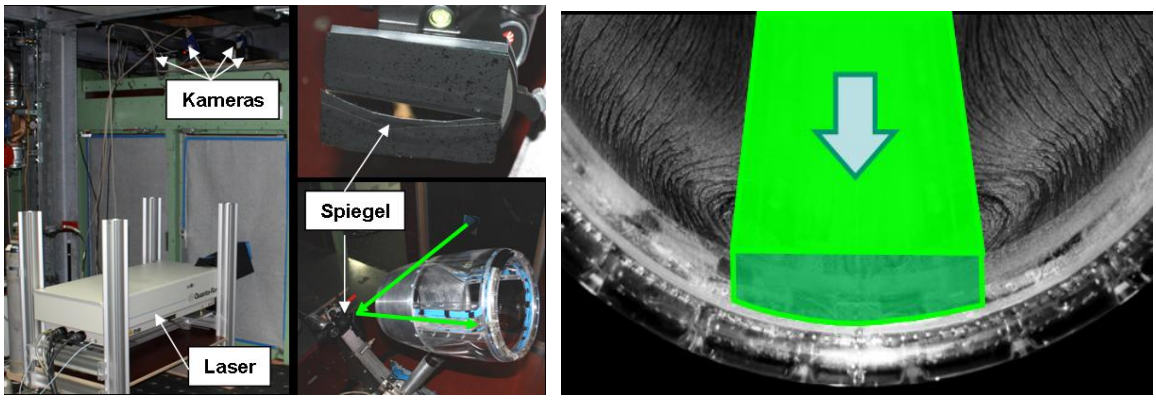


Abbildung 1: Aufbau des tomographischen PIV Systems am AWM. Links: Nd:YAG Doppelpulslaser mit 2 x 400 mJ Pulsenergie, vier PCO 4000 Kameras mit Zeiss 100 mm Objektiven, 2fach Telekonvertern und Scheimpflugadaptern. Mitte: Spiegelsystem zur beleuchtung des Messvolumens (rechts).

Ergebnis:

Im Bereich der Einlauflippe verhindern starke Reflexionen an innen liegenden Schläuchen eine spätere Bildauswertung, so dass nur für den Bereich ab x/c = 0.17 in 300 Aufnahmen das Partikelvolumen rekonstruiert werden konnte. Abbildung 2 (links) zeigt das mittels 3D Kreuzkorrelation ermittelte Geschwindigkeitsfeld im Einlauf der Gondel, in dem eine anliegende Strömung zu beobachten ist. Die aufgrund von Anstrichbildern erwartete turbulente Ablöseblase konnte hier nicht erfasst werden, da das Einbringen des Seedingrohrsystems den Turbulenzgrad des AWM erhöht und die empfindliche Ablöseblase gestört hat. In der Nähe der Oberfläche kann jedoch anhand der Stromlinienrekonstruktion in Abbildung 2 die aus der Numerik (vgl. [1]) erwartete Strömungsrichtung quer zur Symmetrieebene der Gondel qualitativ widergefunden werden. Tomographische PIV Messungen an gekrümmten Oberflächen über eine große Beobachtungsdistanz sind somit generell möglich.

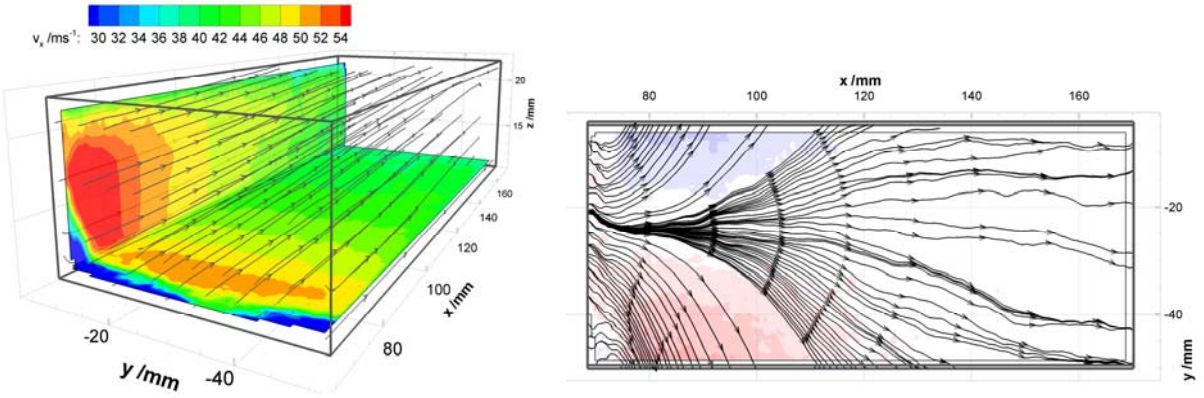


Abbildung 2: Stromlinien und Geschwindigkeit in x-Richtung (links), Stromlinien in der Nähe der Oberfläche mit 100fach überhöht dargestellter y-Komponente (rechts).

Literatur:

[1] Schulze, S., Kähler, C., Radespiel, R.: *On the Comparison of Stalling Flow-Through Nacelles and Powered Inlets at Take-Off Conditions*. 1st CEAS Conference, Berlin, Germany, 10-13 September, 2007.

[2] Probst, A., Schulze, S., Radespiel, R., Kähler, C.J.: *Numerical and Experimental Investigation of a Stalling Flow-Through Nacelle*. 16th DGLR Symposium of STAB, Aachen, Germany, 3-4 November, 2008. To appear in Num. Fl. Mech. and Mult. Design, Springer.

Weiteres Vorgehen:

Die Analyse der Einlaufströmung mit der Tomographischen Particle Image Velocimetry soll mit Hilfe eines neuen Windkanalmodells verbessert werden, das weniger anfällig gegen Reflexionen ist. Somit ist eine lückenlose Aufnahme des Strömungsvolumens möglich. Das Einbringen der Seeding-Partikel wird dahingehend modifiziert, dass die turbulente Ablöseblase im Einlauf nicht mehr beeinflusst wird.

Datum: 15.02.1010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transp.flugzeuge einschl. Triebwerksintegr./ Exp. Aerodynamik

Ansprechpartner: Sonja Schulze, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik,
Universität der Bundeswehr München

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089-6004-2132
e-mail: sonja.schulze@unibw.de

Weitere Partner: Forschergruppe DFG-FOR 1066 der Deutschen Forschungsgemeinschaft

Thema: Untersuchung der abgelösten Strömung in einem Triebwerkseinlauf mit verschiedenen Visualisierungs- und Messtechniken

Ausgangssituation:
Um operationelle Kosten von Transportflugzeugen senken sowie Flugleistungen steigern zu können, müssen die Grenzen des fliegbaren Bereichs unter Beibehaltung der Flugsicherheit verändert werden. Da es im Langsamflug beim Start schnell zum Überziehen der Triebwerksgondeln kommt, ist es wichtig, die Strömung im Grenzbereich der Flugenveloppe gut vorhersagen zu können. Sowohl direkte Ablösungen im Einlauf als auch meterologische Störungen der Atmosphäre können zu einer inhomogenen Zuströmung des Fans und der ersten Verdichterstufen führen, was einen instabilen Betriebszustand des Triebwerkes zur Folge haben kann.

Ziel:
Die Arbeiten der DFG FOR1066 zielen darauf ab, eine Simulationsmethodik für die instationären Strömungsphänomene in einem überzogenen Triebwerkseinlauf zu etablieren, um Ablösungen, die durch hohe Anstellwinkel bzw. Windböen hervorgerufen werden, zuverlässig vorhersagen zu können. Hierfür sind geeignete Validierungsexperimente in einem Windkanal unerlässlich, da eine solide, experimentelle Datenbasis benötigt wird. Die experimentellen Untersuchungen sollen darüber hinaus Erkenntnisse über die Topologie und Dynamik der abgehenden Wirbelstrukturen im Triebwerkseinlauf liefern und den Einsatz verschiedenster Messtechniken am Triebwerkseinlauf optimieren.

Lösungsweg:
Aufgrund der hohen Kosten für Triebwerkssimulationsanlagen ist für die ersten generischen Experimente eine Durchflussgondel entworfen worden, die das gleiche Grenzschichtverhalten wie ein angetriebenes Triebwerk mit Fan und realistischem Massenstrom aufweist [1]. Als Referenz für das charakteristische Ablöseverhalten eines industriellen Triebwerks im Startfall ist zuvor die so genannte LARA Gondel numerisch analysiert worden, die Gegenstand des Laminar Flow Research Action Programms in den 90er Jahren war [2].
Das Windkanalmodell der achsensymmetrischen Durchflussgondel ist ausgestattet mit statischen Druckmessstellen sowie Druckaufnehmern für instationäre Druckmessungen und weist aufgrund der Verwendung von Plexiglas als Werkstoff eine gute optische Zugänglichkeit für Messungen mit der Particle Image Velocimetry auf (s. Abb. 1). Die Gondelvorderkante verfügt über Ausblasöffnungen mit einem Durchmesser von 0.4 mm im radialen Abstand von 2.25°, die bei einer Profiltiefe von $x/c = 0.004$ angeordnet sind. Die Abstände und Größe der Bohrungen sind nach den Erkenntnissen von Horstmann et al. [3] gewählt worden und ermöglichen durch wandnormales Ausblasen das reproduzierbare Herbeiführen der Transition (vgl. Probst et al. [4]).

Datum: 15.02.2010 **STAB**

Ergebnis:
Die Abbildung 2 zeigt die charakteristische, druckinduzierte, turbulente Ablöseblase im Einlauf der Durchflussgondel im Anstrich- (links) und Infrarotbild (rechts) bei einem Anstellwinkel von 23° und einer Anströmgeschwindigkeit von 50 m/s. Bei einer Reynoldszahl von $1.34 \cdot 10^6$ tritt die Ablöseblase im Experiment erstmals bei einem Anstellwinkel von 21.5° auf und wächst mit steigendem Anstellwinkel stetig an. Bei $\alpha = 30°$ ist ein Leading Edge Stall zu beobachten (s. Abb. 3). Experimente im Atmosphärischen Windkanal München bei einer Reynoldszahl von $1.0 \cdot 10^6$ haben gezeigt, dass es möglich ist, die Ablöseblase mit stereoskopischen PIV-Messungen zu erfassen. In Abbildung 4 ist das zweidimensionale Vektorfeld der abgelösten Strömung in der Gondelmitte bei einem Anstellwinkel von 25° dargestellt.

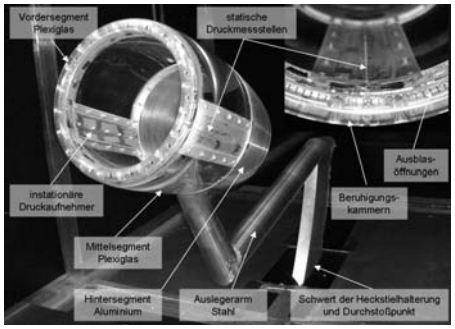
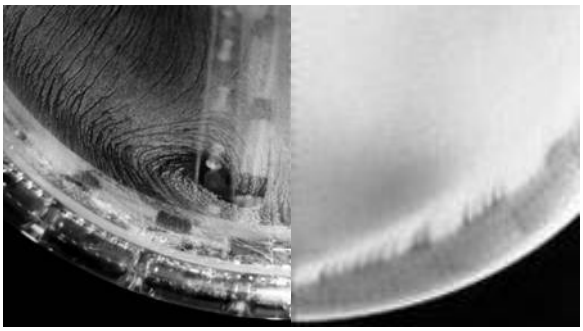


Abb. 1: Windkanalmodell


Abb. 2: Anstrich- (links) und Infrarotbild (rechts)

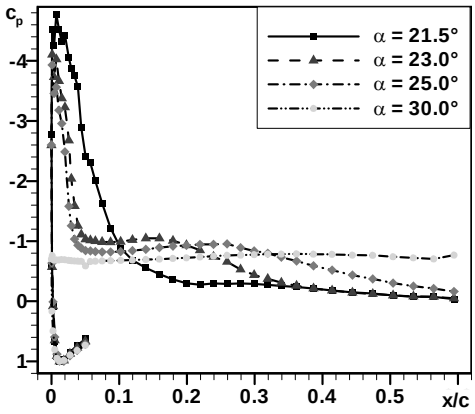


Abb. 3: Statische Druckverteilungen

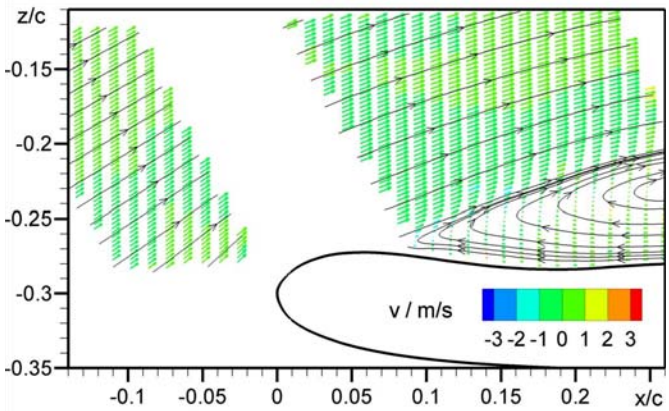


Abb. 4: SPIV-Vektorfeld in Symmetrieebene der Gondel

Literatur:

[1] Schulze, S., Kähler, C., Radespiel, R.: *On the Comparison of Stalling Flow-Through Nacelles and Powered Inlets at Take-Off Conditions*. 1st CEAS Conference, Berlin, Germany, 10-13 September, 2007.

[2] Mullender et al.: *Hybrid Laminar Flow Nacelle Design*. 20th ICAS Congress, Sorrento, Napoli, Italy, 8-13 September, 1996.

[3] Horstmann, K.H., Quast, A.: *Widerstandsverminderung durch Blasturbulatoren*. DLR Foschungsbericht 81-33, Braunschweig, Germany, 1981.

[4] Probst, A., Schulze, S., Radespiel, R., Kähler, C.J.: *Numerical and Experimental Investigation of a Stalling Flow-Through Nacelle*. 16th DGLR Symp. of STAB, Aachen, Germany, 3-4 Nov., 2008. To appear in: Notes on Num. Fluid Mech. and Multidisciplinary Design.

Weiteres Vorgehen:
Die Analyse der Einlaufströmung wird ergänzt durch Messungen mit der Pressure Sensitive Paint- sowie der Hitzdrahtmesstechnik. Die stereoskopischen und tomographischen PIV Messungen sowie die Infrarot Messungen werden optimiert. Hierfür wird ein neues Windkanalmodell gebaut, das z.B. bislang auftretenden Störungen durch Reflexionen entgegenwirkt. Die Übertragbarkeit der generischen Erkenntisse über die Strömungstopologie soll schließlich an einem realitätsnahen Triebwerksprüfstand der Firma Rolls Royce Deutschland verifiziert werden.

Datum: 15.02.2010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

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

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16126
Telefax: 089/289-16139
e-mail: benoit.beguin@aer.mw.tum.de

Thema: Untersuchung einer massiv formvariablen Flügelkonfiguration mit flexibler Tragfläche.

Ausgangssituation:
Eine massiv formvariable Flügelkonfiguration, deren Ziel der Erweiterung der Flugenveloppe dienen soll, wird experimentell untersucht. Es besteht aus einem tragenden Gelenk-Holm und einer darüber gezogenen elasto-flexiblen Tragfläche (Abbildung 1). Aufgrund der hohen Elastizität der Bespannung, die für die massive Konfigurationsänderung erforderliche ist, verformt sich auch die Flügelfläche unter Anströmung. Dementsprechend weicht das aerodynamische Verhalten von dem einer konventionellen Starflügelkonfiguration ab. Es treten zum Beispiel Nichtlinearitäten sowie Staudruckabhängigkeit der aerodynamischen Eigenschaften auf.

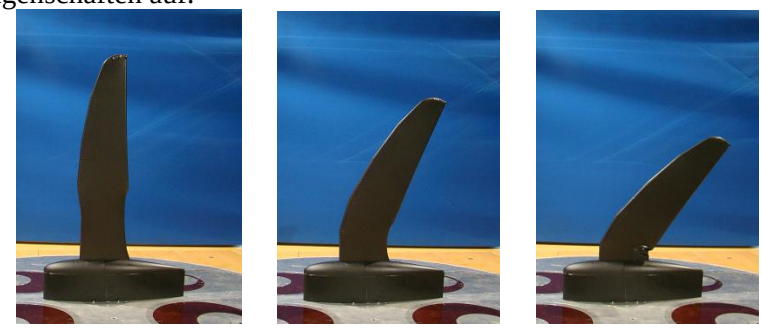


Abbildung 1: Struktur und drei Konfigurationen des formvariablen Windkanalmodells

Ziel:
Untersuchungen des aeroelastischen Verhaltens formvariabler flexibler Tragflächen auf der Basis experimenteller und numerischer Simulationen.

Lösungsweg:
Anhand von Windkanalversuchen mit dem formvariablen Modell wurden dessen aerodynamische Eigenschaften untersucht. Sowohl die Eigenschaften der Formvariabilität als auch der Einfluss der Elastizität der Tragfläche konnten hervorgehoben werden. Daneben wurde ein Algorithmus zur Lösung der 2D linearen Membrangleichung unter passenden Randbedingungen in Matlab implementiert, und eine Kopplung mit CFD Rechnungen erlaubt es, das unter Anströmung verformte Profil und dessen entsprechende Umströmung zu ermitteln (Abbildung 2). Damit kann der Einfluss verschiedener struktureller Parameter wie die Elastizität der Membrane oder der Holmgeometrie auf das aerodynamische Verhalten untersucht werden, sowie auch die Tendenzen mit den experimentellen Ergebnissen verglichen werden.

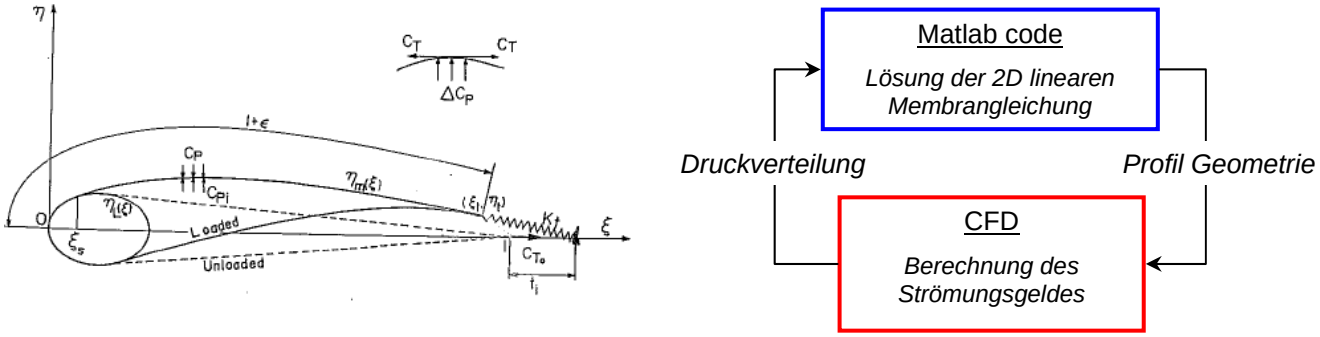


Abbildung 2: Skizze und Modellierung zur Berechnung von elastischen Profilen

STAB

Ergebnis:

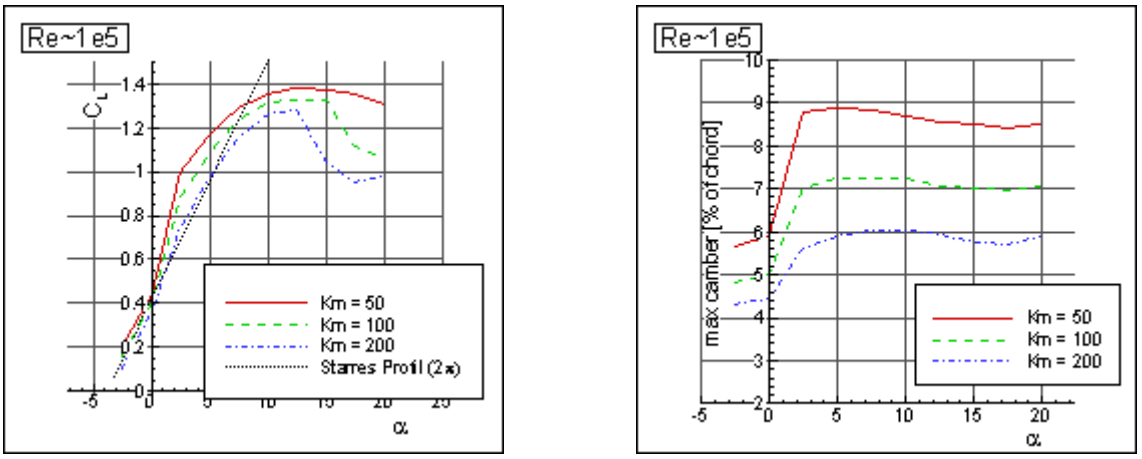


Abbildung 3: Berechnete Auftriebskurven für elastische Profile mit unterschiedlichen Elastizitätskonstanten und entsprechende maximale Wölbung. *Km* ist dabei ein Maß für die Membransteifigkeit

Die Simulationsergebnisse zeigen deutlich den Einfluss der Verformung auf das aerodynamische Verhalten. Je elastischer die Membrane ist, desto stärker weicht die Auftriebskurve vom konventionellen linearen Verhalten eines starren Profils ab (Abbildung 3). Die entsprechenden verformten Profile bei 5 Grad Anstellwinkel sind in der Abbildung 4 dargestellt. Der steile Auftriebsanstieg ist auf die mit dem Anstellwinkel wachsende Wölbung zurückzuführen. Die Wölbung erreicht dann ein Extremum kurz vor dem Auftriebsmaximum und nimmt danach wieder ab, so dass sich das Profil der Strömung anpasst. Diese Anpassungsfähigkeit ist eine besondere Eigenschaft solcher Profile, und führt zu einem im allgemeinen moderaten Auftriebseinbruch bei Überschreiten des Maximalanstellwinkels (Abbildung 3).

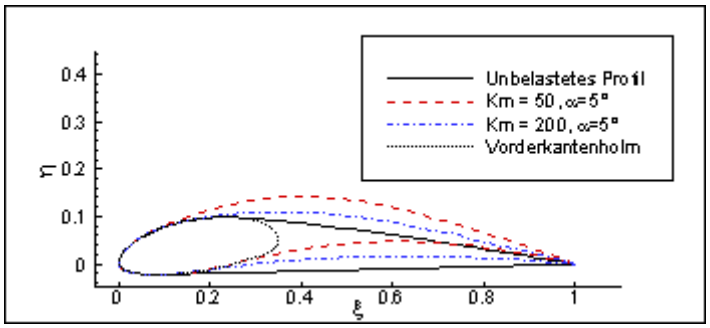


Abbildung 4: Berechnete Pofile bei 5 Grad Anstellwinkel

Diese numerischen Ergebnisse können auch qualitativ mit den Messergebnissen verglichen werden. Der Auftriebsanstieg nimmt hier mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit zu, da die Verformung damit auch größer wird (Abbildung 5). Hier wirkt also die Erhöhung der Anström-geschwindigkeit wie eine Reduzierung der Membran-steifigkeit.

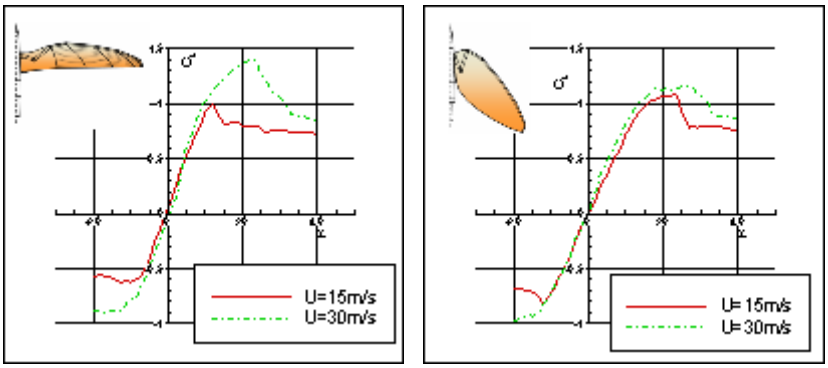


Abbildung 5: Gemessene Auftriebskurve für 2 Konfigurationen des formvariablen Modells

Weiteres Vorgehen:

Weitere experimentelle Untersuchungen mit dem formvariablen Modell sowie die Erweiterung des numerischen Berechnungen sind geplant.

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 Sailwing Airfoils Taking Account of Elasticities, *Journal of Aircrafts*, Vol. 19, No. 5, May 1982

Datum: 08.10.09 **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@tum.de

Thema: Automatisierte aerodynamische Formoptimierung der Besatzung eines 2er-Bobs.

Ausgangssituation: Ein 2er-Bob ist ein aerodynamisch stumpfer Körper, dessen Stromfeld von einem komplexen Wirbelsystem beherrscht wird. Dies gilt insbesondere für den Innenraum des Bobs, in dem sich die Besatzung während der Abfahrt befindet. Daher hat die Körperhaltung und Sitzposition der Besatzung einen großen Einfluss auf den aerodynamischen Widerstand. Dies gilt insbesondere für das zweite Besatzungsmitglied (Bremser), das hinter dem Piloten sitzt. Die Optimierung der Körperhaltung und Sitzposition verspricht also einen signifikanten Wettbewerbsvorteil.

Ziel: Die Integration des Bremsers in eine gegebene Bobform sollte optimiert werden, wobei das Optimierungsziel die Reduktion des aerodynamischen Widerstands war. Die Optimierung sollte vollautomatisch und unter Beachtung der geometrischen Randbedingungen des Bobinnenraums erfolgen.

Lösungsweg: Der erste Schritt war die Erzeugung eines geeigneten Modells der Bobbesatzung, das in den Abbildungen 1 und 2 dargestellt ist. Der untere Teil des Bobinnenraums wurde durch eine horizontale Schnittebene vom oberen Teil getrennt. Im oberen Teil wurden der Pilot (orange) und der Bremser (blau) auf der Basis eines biomechanischen Modells nachgebildet. Die Parameter zur Beschreibung der Sitzposition und der Körperhaltung sind den Abbildungen 1 und 2 zu entnehmen.

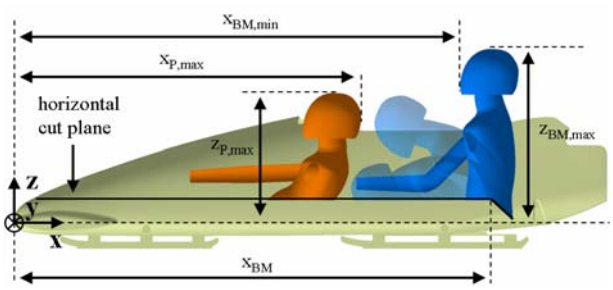


Abbildung 1: Seitenansicht des Bobmittelschnitts mit modellierter Besatzung sowie drei unterschiedliche Körperhaltungen des Bremsers.

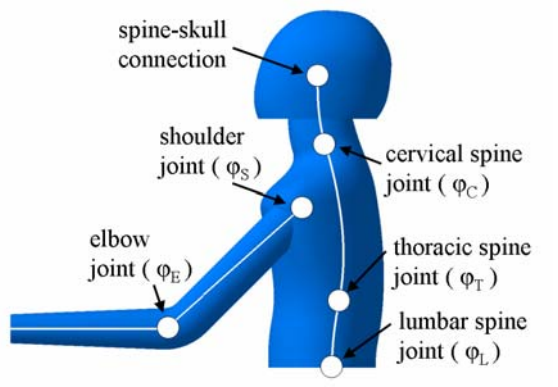


Abbildung 2: Parameter des Körpermodells eines Besatzungsmitglieds.

Als Designvariablen wurden die vier Größen $x_{BM,}$ φ_L, φ_T, und φ_C gewählt. Zielfunktion war die aerodynamische Widerstandsfläche $c_D \cdot A$. Die geometrischen Randbedingungen wurden in eine lineare und zwei nicht-lineare Restriktionen übersetzt. Ihnen liegen die Forderungen zugrunde, dass die Wirbelsäule nicht übermäßig gekrümmt werden darf, zwischen Bremserhelm und Pilotenkörper ein Mindestabstand von 50mm sein muss und der Bremserhelm nicht in der freien Außenströmung stehen darf. Außerdem wurden die Definitionsbereiche der Designvariablen gemäß dem biomechanischen Modell und gemäß der Abmessungen des Bobinnenraums festgelegt. Die mathematische Formulierung des Optimierungsproblems ist in den Gleichungen (1) und (2) gegeben.

Zielfunktion und Restriktionen:

$$\text{Minimiere } c_D \cdot A\ (\varphi_L, \varphi_T, \varphi_C, x_{BM})$$
$$\varphi_L + \varphi_T - 95° \le 0° \quad (1)$$
$$z_{BM,max}(\varphi_L, \varphi_T, \varphi_C) - z_{P,max} \le 0\,\text{mm}$$
$$-x_{BM,min}(\varphi_L, \varphi_T, \varphi_C, x_{BM}) + x_{P,max} + 50\text{mm} \le 0\,\text{mm}$$

Definitionsbereiche:

$$0° \le \varphi_L \le 60°$$
$$0° \le \varphi_T \le 45° \quad (2)$$
$$-15° \le \varphi_C \le 40°$$
$$2600\,\text{mm} \le x_{BM} \le 2800\,\text{mm}$$

Die Optimierungsaufgabe wurde unter Verwendung der vollständig automatisierten Entwicklungsumgebung AASD gelöst. Dabei wurde unter Verwendung eines genetischen Optimierungsalgorithmus aus dem Softwarepaket DAKOTA ein Designpunkt erzeugt. Dieser Designpunkt wurde unter Verwendung von CATIA V5 in eine Formvariante übersetzt. Die Formvariante und das Simulationsgebiet um den Bob wurden mit ICEMCFD unstrukturiert vernetzt und auf dem Netz wurde mit ANSYS CFX die Strömung numerisch simuliert. Aus dem Ergebnis wurde der Wert der Zielfunktion extrahiert und an DAKOTA weitergereicht. Hier wurde der nächste Designpunkt erzeugt. Die Restriktionen wurden durch Penaltyfunktionen implementiert.

Ergebnis: Die Benchmark für den Optimierungsprozess war ein vollständig abgeduckter Bremser, was durch das Weglassen des Bremsers simuliert wurde. In Abbildung 3 sind die Widerstandsflächen der zulässigen Designpunkte dargestellt. Es ist ersichtlich, dass ein geeignet positionierter Bremser einen geringeren Widerstand erzeugt als ein vollständig abgeduckter Bremser. Mit ansteigender Designpunktnummer tendiert die Widerstandsfläche zu niedrigeren Werten, was den Sucherfolg des Algorithmus verdeutlicht. Im Bereich niedriger Designpunktnummern existieren weniger zulässige Designpunkte als im Bereich hoher Designpunktnummern, was den Lerneffekt des Algorithmus bezüglich der Grenzen des Optimierungsraums aufzeigt.

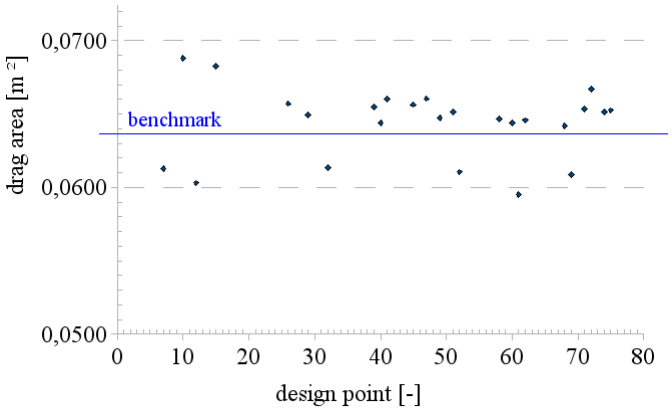


Abbildung 3: Widerstandsfläche der Designpunkte.

Datum: 26.02.10 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Ansprechpartner: Lisa Schäfer, Michael Klaas, Wolfgang Schröder,
Uwe Dierksheide (LaVision)
Institution: Aerodynamisches Institut und Lehrstuhl für Strömungslehre, RWTH Aachen
Adresse: Wüllnerstr. 5a **Telefon:** 0241-80-97025
e-mail: l.schaefer@aia.rwth-aachen.de
Weitere Partner: Institut für Technische Verbrennung, RWTH Aachen
Fachgebiet für Strömungsdynamik, TU Darmstadt

Thema: Tomographic particle-image velocimetry (Tomo-PIV) in a fully developed turbulent channel flow with regard to dissipation elements

Ausgangssituation: A new method of describing small scale statistical information from passive scalar fields has been proposed by Wang and Peters [1]. This method consists of determining the local minimum and maximum points of the fluctuating scalar field via gradient trajectories starting from every grid point in the direction of the steepest ascending and descending scalar gradients. Composed of gradient trajectories, a dissipation element is defined as the region containing all the grid points whose trajectories share the same pair of maximum and minimum points. The ensemble of all dissipation elements is space-filing and their geometry and scalar structure is parameterized by the linear distance between their extremal points and by the absolute value of the scalar difference at these points, respectively. According to Wang and Peters [1], on average, the elements appear to be elongated structures with a nearly constant diameter of a few Kolmogorov scales and a variable length with the mean of a Taylor scale. The procedure has been extended to various DNS fields of homogeneous shear turbulence as inter alia those of the three components of velocity as discussed in Wang and Peters [2].

Ziel: To verify the existence of dissipation elements and to validate statistical properties obtained from DNS, dissipation elements are supplementary to be determined from experimental data. Since the dissipation elements are to be deduced from the gradients of the instantaneous fluctuation of the three velocity components *u'*, *v'* and *w'*, capture of the instantaneous 3D velocity field is an essential demand. According to Wang and Peters, for complete detection of all minima and maxima points contained in the velocity field, the resolution of an adequate 3D measurement technique has to be below the respective Kolmogorov scale. Thus, an appropriate measurement technique has to be identified allowing to measure high resolution 3D velocity data and to identify dissipation elements.

Lösungsweg: To provide a fully developed turbulent channel flow, i.e., an adequate reference flow for detection of dissipation elements, a new wind tunnel has been constructed (figure 1). The flow within the test section (cross section 100 x 2000 mm^2) has been investigated by means of two-component particle-image velocimetry (2C-PIV) and laser Doppler velocimetry (LDV). The results reveal a fully developed turbulent 2D channel flow in good agreement with the data of Moser et al. [3] and Niederschulte [4], respectively.
In a first study, a test volume in the center of the tunnel at X/h = 103 is investigated by means of tomographic particle image velocimetry (e.g. Elsinga et al. [5]). For this purpose, DEHS particles (1 μm) are immersed in the flow at the blower inlet. The test volume is illuminated from the tunnel outlet (figure 2 (a)), using a Quanta-Ray double cavity Nd:YAG laser with a pulse energy of 400 mJ. Figure 2 (b) shows the employed camera arrangement. The commercial PIV software DaVis (LaVision) is used for the entire Tomo-PIV procedure as calibration of the imaging system, recording and preprocessing of the particle images, reconstruction of the 3D particle field as well as calculation and post processing of the velocity distribution. The measurements are carried out at a Reynolds number of 1.7 x 10^4, based on the channel half-height δ and the bulk mean velocity U.

Datum: Oktober 2009 **STAB**

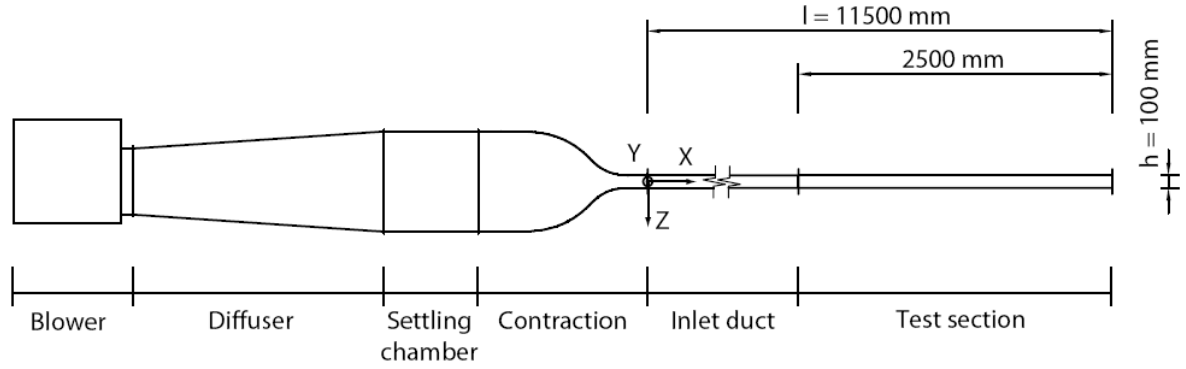
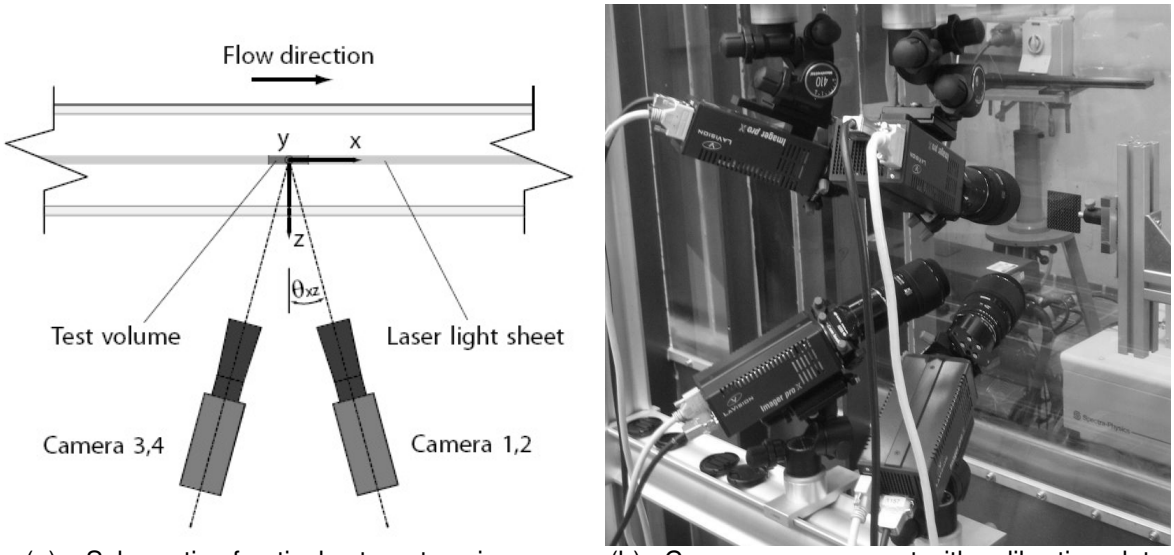


Figure 1: Wind tunnel, top view



(a) Schematic of optical set-up, top view (b) Camera arrangement with calibration plate

Figure 2: Tomo-PIV

Ergebnis: A preliminary evaluation of the measurement data allows a determination of the 3D velocity distribution with a minimal vector spacing of 0.27 mm within a test volume of 18 x 18 x 2.7 mm^3 corresponding to 1600 x 1600 x 240 voxel. The final interrogation volume is 96 x 96 x 96 voxel with 75 % overlap. Due to the relatively high magnification, the depth of focus is considerably lower than in established Tomo-PIV, limiting the depth of the test volume. Nevertheless, the attained resolution is in the order of the Kolmogorov scale regarding the examined Reynolds number of 1.7 x 10^4. It is therefore promising in terms of dissipation element detection.

Literatur:

[1] L. Wang and N. Peters. The length-scale distribution function of the distance between extremal points in passive scalar turbulence. *J. Fluid Mech*, 554:457–475, 2006.

[2] L. Wang and N. Peters. Length-scale distribution functions and conditional means for various fields in turbulence. *J. Fluid Mech.*, 608:113–138, 2008.

[3] R. D. Moser, J. Kim, and N. N. Mansour. DNS of turbulent channel flow up to $Re_\tau = 590$. *Phys. of Fluids*, 11:943, 1999.

[4] M. A. Niederschulte. *Turbulent flow through a rectangular channel*. PhD thesis, University of Illinois, Urbana, 1989.

[5] G.E. Elsinga, F. Scarano, B. Wieneke, and B.W. van Oudheusden. Tomographic particle image velocimetry. In *6th International Symposium on Particle Image Velocimetry Pasadena, California, USA*, 2005.

Weiteres Vorgehen: Future work will focus on the resolution and the accuracy in capturing instantaneous 3D velocity fields as well as identification of dissipation elements from the experimental data. In this context, holographic PIV will also be considered as a possible measurement technique.

Datum: Oktober 2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Tarik Barth
Rolf Gehre
Thino Eggers
Jose Longo
Jan Martinez Schramm
Klaus Hannemann
Hannah Böhrk

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: Numerische Voruntersuchungen der *SHEFEX-II* Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)

Ausgangssituation:
Im *SHEFEX-II* Flugexperiment soll das aerothermodynamische Verhalten von facettierten Flugkörpern bei Hyperschallgeschwindigkeit untersucht werden. Außerdem wird u. a. die Wirkungsweise und Effektivität poröser Medien zur Aktivkühlung analysiert.

Ziel:
Die Windkanaluntersuchungen im HEG mit dem Windkanalmodell der *SHEFEX-II* Konfiguration dienen der Vorbereitung für das Flugexperiment. Für die experimentelle Versuchsvorbereitung der Messungen im HEG gilt es numerische Berechnungen durchzuführen, damit bereits im Vorfeld Aussagen zum Strömungsbild gemacht werden können.

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

Ergebnis:
Das Windkanalmodell der *SHEFEX-II*-Konfiguration ist in **Abbildung 1** gezeigt. Das Modell besitzt eine modulare Bauweise und bietet die Möglichkeit, unterschiedliche Canardwinkel zu untersuchen. In der Mitte auf der Oberseite des Körpers befindet sich das Aktivkühlexperiment. Basierend auf numerischen Voruntersuchungen konnten die Positionen der Messsensoren ausgewählt werden.

Datum: 10.10.2009 **STAB**

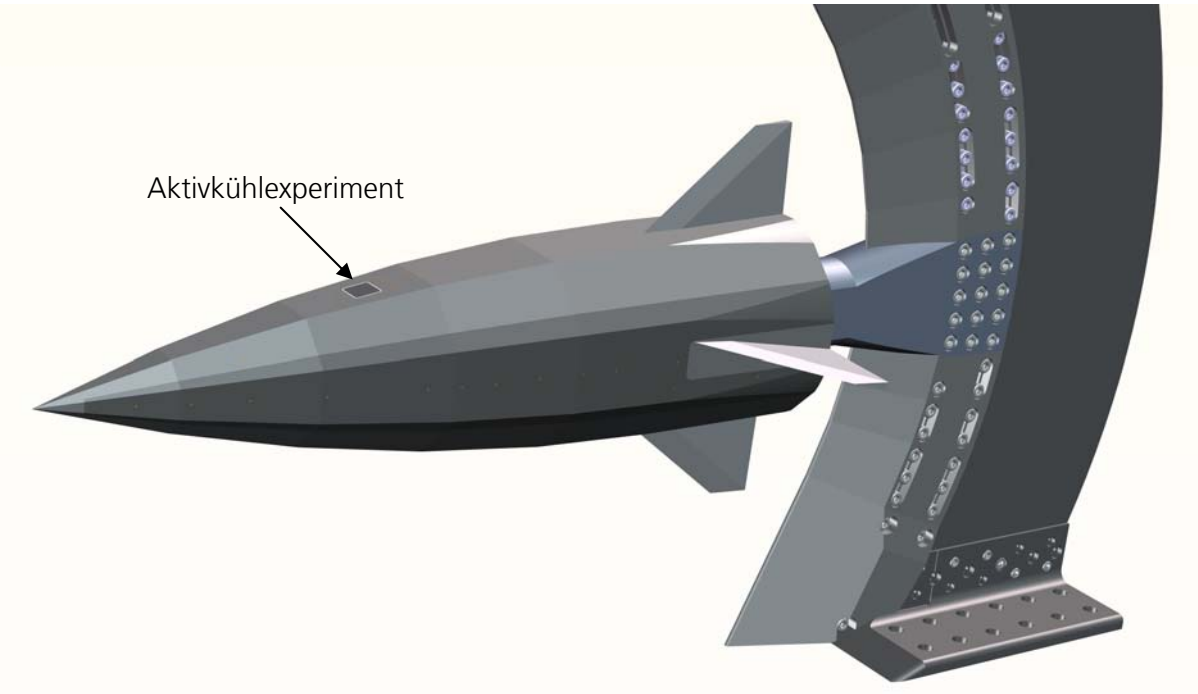


Abbildung 1: Windkanalmodell der *SHEFEX-II*-Konfiguration mit Aktivkühlexperiment und Schwert (Modellhalterung).

In **Abbildung 2** sind die numerischen Berechnungsergebnisse der *SHEFEX-II*-Oberfläche (Wärmestromdichte) unter HEG-Bedingungen (Ma=10, p=930Pa und T=253 K) mit und ohne Kühlungseffekt gegenüber gestellt. Daraus wird der Kühleffekt bei dem angenommenen Massenstrom von 0.4 g/s ersichtlich.

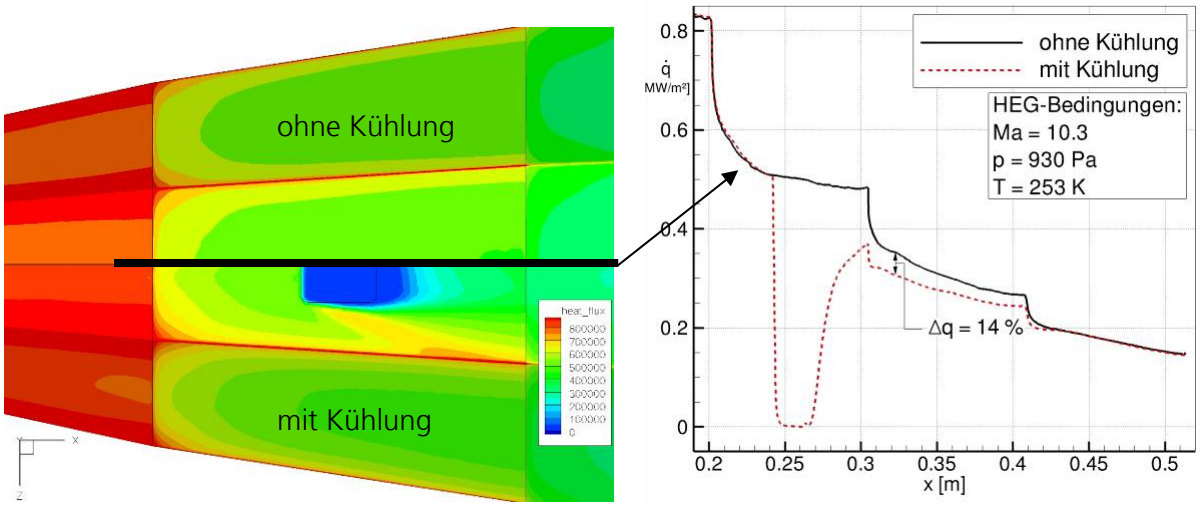


Abbildung 2: Numerische Berechnungsergebnisse zur *SHEFEX-II*-Konfiguration unter HEG-Strömungsbedingungen zum Kühleffekt der porösen Oberfläche, links: Konturdarstellung der Wärmestromdichte der Körperoberseite, rechts: Kurvendiagramm der Wärmestromdichte entlang der gezeigten Auswertungslinie.

Weiteres Vorgehen:
Durchführung der experimentellen Windkanalversuche und numerische Berechnungen der Versuchsreihen sowie Gegenüberstellung der Mess- und Berechnungsergebnisse.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Javier Bartolomé Calvo, Dr. Klaus Hannemann

Institution: DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3312
e-mail: javier.bartolomecalvo@dlr.de

Weitere Partner: Dr. Oliver Knab, Dr. Manuel Frey, EADS-Astrium Ottobrunn

Thema: On the Simulation of the Flow and Heat Transfer in Liquid Rocket Engine Cooling Channels

Ausgangssituation: The design of Liquid Rocket Engine (LRE) structures has to be based on accurate predictions of the flow and heat transfer on the combustion chamber and cooling channel sides. The current demands of lightweight structures and optimal design require, apart from experiments and engineering design methods, accurate high-fidelity numerical tools. Such numerical tools are being included in the development of an engine [1]. They can reduce the overall costs by improving and cross-checking simplified design methods, and by helping preparing sub- and full-scale tests. The requirements for such tools are that: (1) they have to include the physical phenomena, and (2) they have to be validated with experiments with well-known boundary conditions. This work is focused on the numerical simulation of the flow and heat transfer in the cooling channels.

Ziel: The purpose of the work is to extend and validate the DLR-Tau-Code to calculate the turbulent flow and predict the heat transfer in LRE cooling channels.

Lösungsweg: To accurately model the flow, the roughness of the surface and the thermophysical properties of the fluid are taken into account. The roughness of the surface increases the pressure loss, changes the shape of velocity and temperature profiles, and enhances the heat transfer to the surface. The roughness is modeled by changing the boundary conditions of the turbulent quantities at the wall for one and two-equation eddy-viscosity turbulence models [2]. The thermophysical properties of the fluid are stored in a look up table which is read by the flow solver during the simulation. To obtain realistic boundary conditions, the heat conduction and deformation are also solved. The DLR-Tau-Code is loosely coupled with the commercial software Ansys with a coupling environment developed within the IMENS-3C DLR project. Thermal coupled simulations are used to validate the thermal field, and thermomechanical to assess the influence of the deformation on the maximal temperature.

Ergebnis: The numerical models are validated by means of an experiment provided by EADS-Astrium Ottobrunn within the frame of the DLR/EADS research project Propulsion 2010. It consists of a panel experiment with five original Vulcain 2 nozzle extension cooling channels, which are cyclically loaded until the first crack appears. A schematic representation is shown in Fig. 1. The fluid is supercritical nitrogen, with inlet temperature and outlet pressure over the critical values. As the channels undergo a deformation during the experimental runs, a test case with no deformation has been defined by EADS Astrium to validate the thermal field. The boundary conditions are between two experimental runs with deformation. The results of the test case are in good agreement with the experimental data [3], see the temperature evolution along the center line of the panel in Fig. 2 (left). To assess the influence of the deformation on the temperature field, a fluid/thermomechanical coupled simulation has been carried out during the first three loading cycles of the experiments. The res-

ults show that the deformation increases the maximal temperature in the center of the channels, see the projection of the temperature field on the undeformed mesh in Fig. 2 (right) during the first three cycles. The increase in the temperature as a function of the deformation obtained with the expensive three dimensional coupled computation can be used in simplified life prediction methods of the structure.

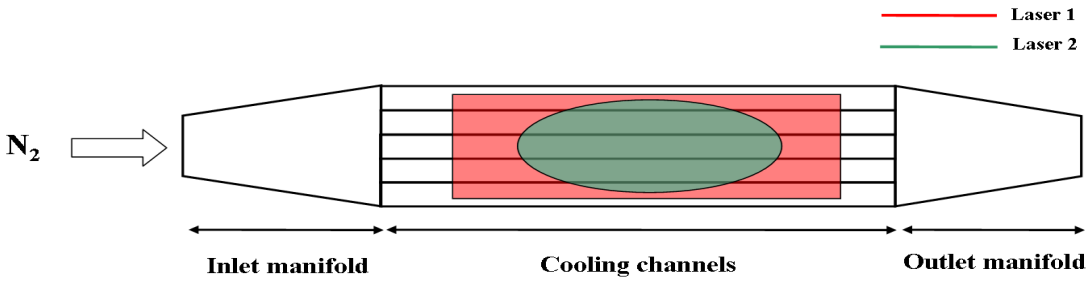


Fig. 1. Schematic Representation of the Panel Experiment. The main parts are the inlet and outlet manifolds, and the five cooling channels. The fluid is supercritical nitrogen. The channels are radiated by two lasers in their central part.

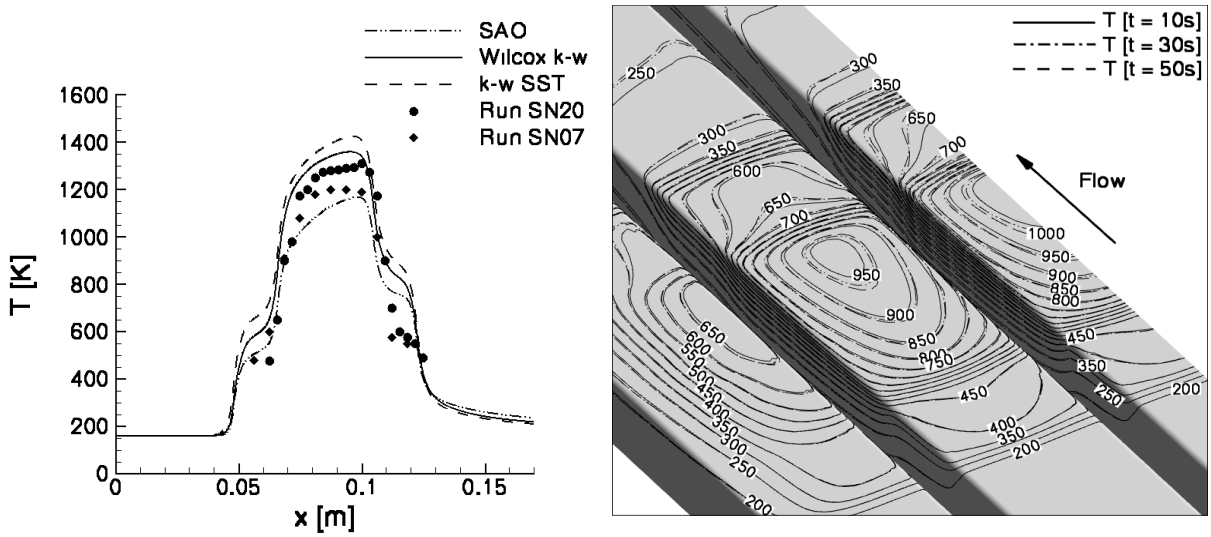


Fig. 2. Results of the Panel Simulation. Comparison of the temperature along the center line of the channels between the simulation and the infrared thermography; different turbulence models: Spalart-Allmaras (SAO), Wilcox k-w, and Menter Shear Stress Transport (k-w SST). Influence of the deformation on the temperature field, temperature contour lines projected on the undeformed mesh at three different cycles, Spalart-Allmaras turbulence model.

Literatur:

[1] Knab, O., Frey, M., Goergen, J., Maeding, C., Quering, K., Wiedmann, D.: Progress in Combustion and Heat Transfer Modelling in Rocket Thrust Chamber Applied Engineering, AIAA Paper 2009-5477, 2009.
[2] Knopp, T., Eisfeld, B., Bartolome Calvo, J., A new extension for k-w turbulence models to account for wall roughness, Intenational Journal of Heat and Fluid Flow, vol. 30, pp. 54-65, 2009.
[3] Bartolome Calvo, J., Hannemann, K., Numerical Simulation of Liquid Rocket Engine Cooling Channels, AIAA Paper 2009-5309, 2009.

Weiteres Vorgehen:

Datum: 06.09.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: C. A. Edelmann, U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-63422
Telefax: (0711) 685-63438
e-mail: edelmann@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Simulation eines Rauigkeitselements in einer Grenzschicht bei Ma=4,8

Ausgangssituation:

Der Entwurf eines geeigneten Hitzeschutzsystems für einen hypersonischen Flugkörper erfordert eine Vorhersage der aerodynamischen Wärmelasten. Da sich turbulente im Vergleich zu laminaren Strömungen durch wesentlich höhere Wärmeübergangsraten auszeichnen, ist eine Aussage über die Position der laminar-turbulenten Transition von entscheidender Wichtigkeit. Großen Einfluss auf die Transitionslage hat das anfängliche Störspektrum, das durch den Mechanismus der Grenzschichtrezeptivität, das heißt die Umsetzung externer Störungen in Grenzschichtstörungen, bestimmt wird. Dabei spielen Verdichtungsstöße, die Körperkontur und Wandrauigkeiten eine wichtige Rollen.

Ein für solche Untersuchungen geeignetes numerisches Verfahren steht am IAG zur Verfügung. Bei diesem von Babucke[1] entwickelten Verfahren werden die vollständigen kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen gelöst, und es können Strömungen im gesamten Machzahlbereich simuliert werden. Durch eine Gittertransformation in *x*-*y*-Richtung ist es des Weiteren möglich, kontrollierte 2-D-Rauigkeiten zu untersuchen. 3-D-Rauigkeiten sind jedoch bis jetzt nicht möglich.

Ein möglicher Ansatz zur Simulation von Strömungen um 3-D-Rauigkeiten sind „Immersed Boundary Methods“ (IBM). IBM sind allgemein Verfahren, mit denen Strömungen mit Rändern im Fluid, auf Gittern, die nicht an die Ränder angepasst sind, simuliert werden können. In der Arbeit von Wörner [2] wurde gezeigt, dass der „Immersed Boundary“ (IB) Ansatz zur Simulation von 3-D-Rauigkeitselementen in inkompressiblen Strömungen geeignet ist, während Marxen & Iaccarino [3] Untersuchungen von 2-D- Rauigkeitselementen in einer Strömung bei Mach 4.8 mit einer IBM durchgeführt haben.

Ziel:

Das bestehende numerische Verfahren ist so zu erweitern, dass kontrollierte 2-D- und 3-D-Rauigkeitselemente in Hochgeschwindigkeitsgrenzschichten simuliert werden können. Insbesondere soll überprüft werden, ob IBMs dafür geeignet sind. Das entwickelte Verfahren soll anhand der Ergebnisse aus der Studie von Marxen & Iaccarino validiert werden.

Lösungsweg:

Ein IB-Verfahren mit einem „Ghost-Cell“- Ansatz nach Ghias et al.[4] wurde in den bestehenden Navier-Stokes-Löser implementiert. Die allgemeine Funktionalität wurde zuerst an einfachen Testfällen überprüft. Anschließend wurden einige Fälle mit 2-D-Rauigkeitselement aus der Arbeit von Marxen & Iaccarino einerseits mit der IBM und andererseits mit einem an die Oberflächenkontur angepassten Gitter nachgerechnet.

Ergebnis:

Durch die Rauigkeit entsteht zuerst eine Kompression, dann eine Expansion und anschließend wieder eine Kompression, die zu einem schwachen schrägen Stoß führt. Direkt vor und nach dem Rauigkeitselement löst die Grenzschicht in einem kleinen Gebiet ab. Insgesamt zeigen sich im Strömungsbild viele Ähnlichkeiten zur Stoß-Grenzschicht-Interaktion.
Wie Abbildung 1 zeigt, ist die Übereinstimmung der gemittelten Profile der Stromabgeschwindigkeit an der Position des Mittelpunkts der Rauigkeit für die Simulationen mit IBM und mit einem körperangepassten Gitter hervorragend. Auch bei einem Vergleich mit Ergebnissen von Marxen & Iaccarino ist die Übereinstimmung sehr gut.
Der Verlauf der maximalen Störamplituden der Stromabgeschwindigkeit ist in Abbildung 2 zu sehen. Hierbei zeigt sich, dass die Störungen vor und nach dem Rauigkeitselement im Vergleich zur Strömung ohne Rauigkeit stark anwachsen. Werden Simulationen mit IBM und mit körperangepasstem Gitter miteinander verglichen, so ist zu erkennen, dass die Störamplituden bis zum Rauigkeitselement sehr gut überein stimmen, danach zeigen sich jedoch Abweichungen zwischen den beiden Methoden.
Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die hier benutzte IBM zur Berechnung von Grundströmungen geeignet ist, bei instationären Rechnungen bleiben jedoch Vorbehalte.

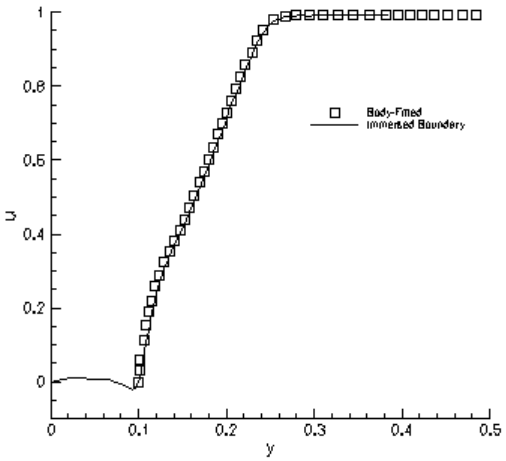


Abbildung 1: Gemitteltes Profil der Stromabgeschwindigkeit am Mittelpunkt der Rauigkeit.

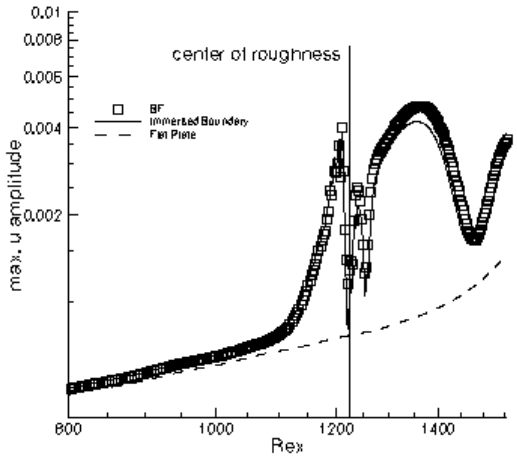


Abbildung 2: Entwicklung der maximalen Störungsamplitude der Stromabgeschwindigkeit.

Literatur:

[1] A. Babuke: Direct Numerical Simulation of Noise-Generation Mechanisms in the Mixing Layer of a Jet. *Dissertation, Universität Stuttgart*, 2009.
[2] A. Wörner: Numerische Untersuchung zum Entstehungsprozess von Grenzschichtstörungen durch die Interaktion von Schallwellen mit Oberflächenrauhigkeiten. *Dissertation, Universität Stuttgart*, 2004.
[3] O. Marxen, G. Iaccarino: Numerical simulation of the effect of a roughness element on high-speed boundary-layer instability. *AIAA*, 2008-4400, 2008.

weiteres Vorgehen:

Da die hier vorgestellte IBM sich für die Problemstellung als nicht geeignet herausgestellt hat, soll in das numerische Verfahren eine 3-D-Gittertransformation implementiert werden, um damit 3-D Rauigkeitselemente darstellen zu können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: D. Heitmann, R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2980
Telefax: 0531/391-5950
e-mail: d-h.heitmann@tu-bs.de

weitere Partner: C.J. Kähler, Universität der Bundeswehr München

Thema: Rezeptivität hypersonischer Grenzschichten auf künstliche Druckstörungen

Ausgangssituation: Die Transition im Hyperschall ist aufgrund des Einflusses auf Widerstand und insbesondere Wärmelast von großem Interesse. Allerdings sind die unter diesen Bedingungen zur Transition führenden Vorgänge bis heute nicht vollständig verstanden. Ein wichtiger Teil der Kenntnisse stammt aus den theoretischen Arbeiten von Mack [1]. Diese Arbeit besagt, dass die Transition bei 2D oder achsensymmetrischen Grenzschichten durch Anfachung von schräglaufenden Tollmien-Schlichting Wellen, der zweiten Mode oder Mack-Mode und dem späteren nicht-linearen Zusammenbruch verursacht wird. Dabei sollten die Anfachungsraten der zweiten Mode bei Ma 6 deutlich größer sein. Die experimentelle Untersuchung der Transitionsphänomene scheiterte bislang unter anderem an den hohen Störpegeln in konventionellen Windkanälen. Diese Störpegel resultieren in stark verminderten und zudem in Anlagen-abhängigen großen Streuungen der Transitions-reynoldszahlen, siehe z.B. Schneider [2]. Ursache hierfür sind vor allem die von turbulenten Düsenwandgrenzschichten abgestrahlten akustischen Störungen, siehe z.B. Laufer [3]. Daher ist insbesondere der Einfluss von Druckstörungen auf das Transitionsszenario entscheidend und beispielsweise für die Übertragbarkeit von in Windkanälen ermittelten Transitionsdaten auf Freiflugbedingungen erforderlich.

Ziel: In dieser Mitteilung werden erste Ergebnisse von Messungen der Interaktion von künstlichen Druckstörungen mit einer hypersonischen planaren Grenzschicht (GS) vorgestellt. Dazu werden zunächst Druckdaten der Grenzschicht bei natürlicher Transition gezeigt. Anschließend wird die Reaktion auf einzelne pulsartige Druckstörungen gezeigt und die resultierenden Grenzschicht-internen Störungen mit denen bei natürlicher Transition verglichen.

Lösungsweg/Ergebnis: Die Experimente wurden an einer ebenen Platte bei einer Zuströmmachzahl von Ma 5,9 durchgeführt. Zur Messung der Druckschwankungen wurden M132A31 Sensoren von PCB, die oberflächenbündig montiert waren, verwendet. In Abbildung 1 sind zunächst Spektren dieses Druckes dargestellt. Bei etwa 100 kHz ist ein Peak, welcher die zweite Mode repräsentiert, erkennbar. Mit zunehmender Lauflänge nimmt die Amplitude zu und die instabilen Frequenzen nehmen erwartungsgemäß ab. Die schräglaufenden TS-Wellen sind nicht erkennbar, was in den deutlich geringeren Anfachungsraten begründet sein mag. Die zweite Mode besteht aus einzelnen sporadisch vorkommenden Wellenpaketen. Durch eine Autokorrelation können periodische Signalinhalte verdeutlicht werden und somit eine Art mittleres Wellenpaket des zugrundeliegenden Zeitschriebes gewonnen werden. Dies ist in Abbildung 2 für zwei Sensorpositionen dargestellt, wobei die niederfrequenten Signalanteile ($f < 70kHz$) entfernt wurden. Ein typisches Wellenpaket besteht demnach aus nicht mehr als 5 Oszillationen, wobei die Korrelationspeaks bei $t \neq 0$ bereits deutlich geringer sind, d.h. viele Wellenpakete bestehen sogar aus weniger Oszillationen.

STAB

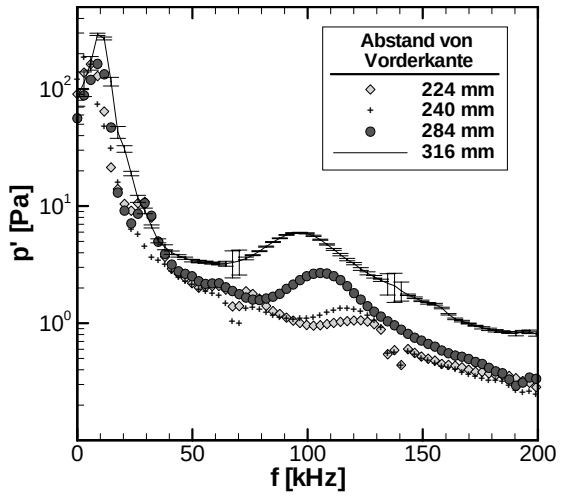


Abb. 1: Spektren des Oberflächendruckes bei verschiedenen Lauflängen

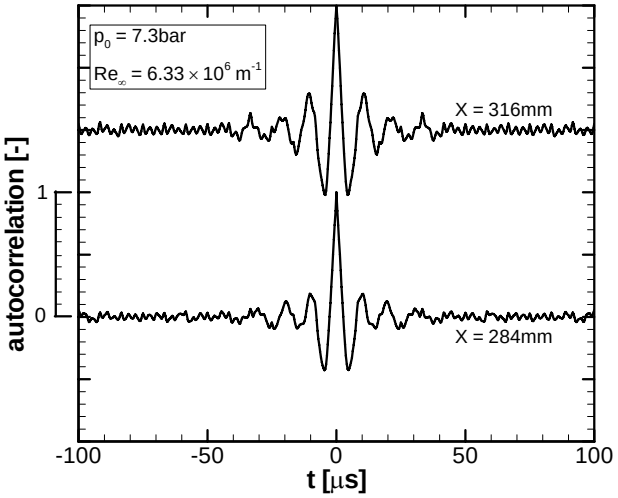


Abb.2: Autokorrelationen von zwei Sensoren (hochpassgefiltert bei 70kHz)

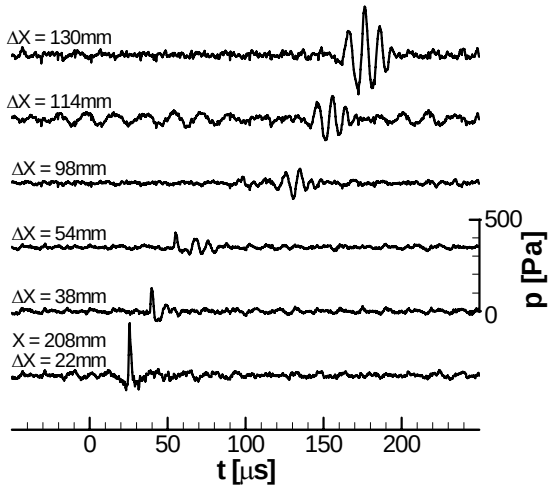


Abb. 3: Zeitschriebe nach einer Druckstörung durch einen Einzelpuls (Signal hochpassgefiltert bei 70kHz, Laser bei t=0 und X=186mm hinter der Vorderkante)

Die Wellenpakete entstehen zufällig über die Modelloberfläche verteilt z.B. durch lokale Störungen in der Zuströmung. Eine ähnliche Störung kann durch einen fokussierten Laserpuls erzeugt werden. Überschreitet die Energiedichte in einem solchen Puls einen Schwellenwert ist die Luft nicht länger transparent, die Laserstrahlung wird absorbiert und ein Plasma zündet. Die ionisierte Luft im Plasma rekombiniert sehr schnell, so dass eine thermische Störung und eine sich sphärisch ausdehnende Druckstörung bleiben. Im vorliegenden Fall wurde ein Quantel Brilliant B Doppelpuls-Laser verwendet. Durch Zusammenschalten beider Laser wurde eine Pulsenergie von 215mJ erreicht und der Fokuspunkt lag bei etwa 6,5mm oberhalb des Modells. Die GS wird lediglich von der Druckstörung beeinflusst, da die thermische Störung mit einer Ausdehnung von etwa Ø5mm [4] die GS nicht erreicht. Abbildung 3 zeigt Zeitschriebe von sechs Sensoren stromab der Störung. Der erste Sensor registriert lediglich einen Peak durch die Stoßfront der Störung. Mit zunehmender Lauflänge entwickelt sich aus dieser Störung ein Wellenpaket, welches den natürlich vorkommenden Wellen sehr ähnelt. Dies ist nach Kenntnis der Autoren das erste Mal, dass mit optischen Methoden ein künstliches Wellenpaket der zweiten Mode erzeugt wurde, so dass im Folgenden eine gezielte Untersuchung der Entwicklung eines solchen Paketes möglich ist.

Literatur:

[1] L.M. Mack, *Boundary Layer Linear Stability Theory*, Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD Rept. 709, pp. 379-409, March 1984.

[2] S.P. Schneider, *Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies*, Progress in Aerospace Sciences 40, pp. 1-50, 2004.

[3] J. Laufer, *Some Statistical Properties of the Pressure Field Radiated by a Turbulent Boundary Layer*, Physics of Fluids, vol. 7, no. 8, pp. 1191-1197, Aug. 1964.

[4] T.R. Salyer, S.H. Collicot, S. Schneider, *Characterizing Laser-Generated Hot Spots for Receptivity Studies*, AIAA Journal, vol. 44, no. 12, pp. 2871-2878, December 2006.

weiteres Vorgehen: Im Folgenden sollen zunächst ähnliche Versuche in einer konischen GS durchgeführt werden. Dabei soll besonders die Reproduzierbarkeit betrachtet werden, bevor aus den künstlichen Wellenpaketen Informationen bezüglich Anfachung sowie räumlicher und zeitlicher Erstreckung extrahiert werden.

Datum: 11-13.11.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: A.C. van den Kroonenberg, R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig
Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2976
Telefax: 0531/391-5952
Email: a.kroonenberg@tu-bs.de

Weitere Partner: S. Schneider (Purdue University, USA)

Thema: Area-covering amplification rates of cross-flow instabilities

Ausgangssituation: For the optimal design of a hypersonic re-entry vehicle, an accurate determination of the transition process from a laminar to a turbulent boundary layer state is needed. This is important because the turbulent boundary layer on a re-entry vehicle causes e.g. large heat transfer and an increase of the drag forces (1). The transition is caused by the growth of the instability waves that break down and cause turbulence. Several factors like surface roughness, Mach number, bluntness of the body and free-stream disturbances influence the location and the extent of the transition (2). All these mechanism which lead to transition, their interactions and their behavior in ground-based test facilities are still poorly understood (3; 2).
An inclined cone provides a simple configuration with the requirements (like circumferential pressure gradient) to study cross-flow instabilities (4). A pressure gradient exists laterally around the cone which drives fluid from the windward to the leeward side. This pressure gradient has the largest effect on the fluid near the surface and turns it more than the fluid at the edge of the boundary layer. This results in a velocity component perpendicular to the edge streamline velocity, which is called the cross-flow component (5). The growth of these stationary cross-flow vortices are important for the prediction of boundary layer transition and can be expressed as amplification rates.

Ziel: A method was developed which used infrared heat transfer images to compute area-covering amplification rates. These results will be used in near future to compare and validate the numerical calculations of the N-factor.

Lösungsweg: The transition-measurements were made in the Hypersonic Ludwieg Tube Braunschweig at Mach 6 (6). The measurements were made on a 7° sharp cone of 500 mm length. The cone was made of Plexiglas to make infrared heat transfer measurements possible. The cone was installed in the measurements section with an angle of attack of 6.6°. The heat transfer measurements were made by an infrared camera of type Phoenix-DAS of the firm Indigo. The surface temperature data was used to calculate the heat fluxes of spatially fixed cross-flow vortices.

Ergebnis: Figure 1A shows the image of the calculate heat flux on the cone for initial pressure of 12 bar and $\mathrm{Re} = 10.1 \cdot 10^6\ \mathrm{m}^{-1}$. On the cone several longitudinally structures are visible which are interpreted as the footprints of cross-flow vortices. The flow was partially turbulent which is indicated by the areas with high values of the heat flux (green and red areas). It is interesting to observe the difference in the shape of the assumed transition front between the areas with smaller ($\Theta < 80°$) and larger circumferential angles. For smaller angles an almost straight transition line was found while at larger angles a zig-zag-pattern was observed that is typically for cross-flow transition.
To calculate the local amplification rates the heat flux is filtered (Fig. 1B) so the amplitude (Fig. 1C) can be used to calculate the rates

$$\Delta N_i = \ln\left(\frac{A_i}{A_0}\right) \quad ,$$

where A_i is the amplitude at position i on the cone and A_0 the initial amplitude at $x = 190$ mm. Finally Fig. 1D shows the local amplification rates ΔN at the cone surface. The maximum values of ΔN are located in the cross-flow induced transition region.

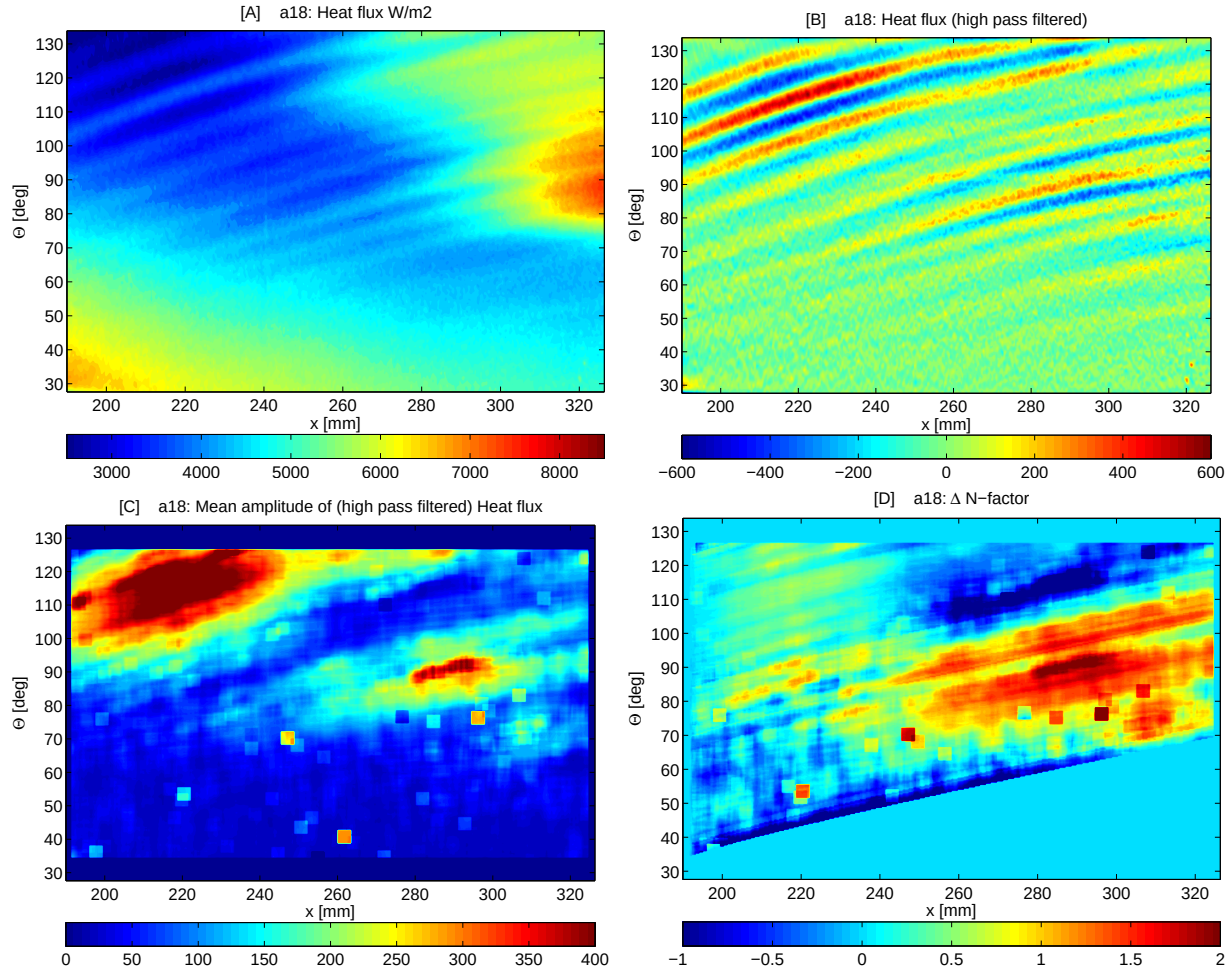


Fig. 1: *Run at initial tube pressure of 12 bar. The x-axis shows the distance in mm from the tip of the cone. The y-axis shows the circumferential angle Θ in degree. A: Heat flux [W m^{-2}], B: high-pass filtered heat flux, C: Amplitude of the filtered heat flux, D: the calculated amplification rate ΔN.*

Literatur:

[1] Hirschel, E. H., *Basics of Aerothermodynamics*, Springer Berlin Heidelberg, 2005, ISBN: 978-3-540-22132-6.

[2] Schneider, S. P., "Flight Data for Boundary-Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 36, No. 1, 1999, pp. 8–20.

[3] Stetson, K. F., "Nosetip Bluntness Effects on Cone Frustrum Boundary Layer Transition in Hypersonic Flow," *AIAA 16th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, No. AIAA-83-1763, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Danvers, Massachusetts, 12–14 July 1983, p. 17.

[4] King, R. A., "Three-dimensional boundary-layer transition on a cone at Mach 3.5," *Experiments in Fluids*, Vol. 13, 1992, pp. 305–314.

[5] Swanson, E. O., *Boundary-Layer Transition on Cones at Angle of Attack in a Mach-6 Quiet Tunnel*, Ph.D. thesis, Purdue University, 2008.

[6] Estorf, M., Wolf, T., and Radespiel, R., "Experimental and numerical investigations on the operation of the Hypersonic Ludwieg Tube Braunschweig," 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 2004.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Sabrina Rutschmann
Jan Martinez Schramm
Jeremy Wolfram
Stuart Laurence

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

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2323
E-mail: Sabrina.Rutschmann@dlr.de

Thema: Untersuchungen einer Kraftmesstechnik basierend auf optischer Objektverfolgung

Ausgangssituation:
Im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) soll im Rahmen des ExoMars-Projektes erstmalig eine berührungslose Kraftmesstechnik eingesetzt werden. Eine Hochgeschwindigkeitskamera nimmt die Bewegungstrajektorie eines freifliegenden Modells auf, aus der mit einer computergestützten Objektdetektion auf die angreifenden Kräfte rückgeschlossen werden soll.

Ziel:
Ziel der hier beschriebenen Arbeit soll es sein, die Genauigkeit und damit die Anwendbarkeit der Kraftmessung mittels der optischen Objektverfolgung für die Messungen im HEG zu testen.

Lösungsweg:
Die Untersuchungen der Eigenschaften der eingesetzten Kamera finden in zwei Schritten statt: Zum Einen die Charakteristika des CCD-Chips: Hier werden charakteristische Eigenschaften, wie das Helligkeitsverhalten und Besonderheiten des CCD-Chips und deren Einflüsse auf die späteren Messungen ermittelt. Zum Anderen die Genauigkeit der Kamera und des Auswerteverfahrens in der Positionsbestimmung (``Statische Messung''): Durch Aufnahmen eines unbewegten Objektes, welches nach jeder Aufnahme um nur wenige µm verschoben wird, sollen die Grenzen in der Auflösung sowie die Genauigkeit der Positionsbestimmung ermittelt werden.
Um Bedingungen zu simulieren, die denen im HEG ähnlich sind (Beleuchtung, Aufnahmedauer, Maximalbewegung des Objektes), werden abschließend Experimente mit einer fallenden Kugel durchgeführt. Die Beschleunigung im HEG ist während der Messzeit annähernd konstant. Die Erdbeschleunigung ist in hinreichender Genauigkeit bekannt. Daher bietet es sich an, das optische Messsystem für beschleunigte Bewegungen mit einer Fallbewegung zu testen.

Ergebnis:
Aus den Messungen zur Bestimmung der Genauigkeit in der Positionsbestimmung ist die bisher unbekannte Tatsache hervorgegangen, dass der absolute Fehler die Form einer Schwebung hat, dessen Ursachen womöglich in der Kantendetektion zu finden sind, da auch bei der Detektion computergenerierter Objekte diese Schwebung auftritt. Der Fehler bewegt sich unter optimalen Lichtbedingungen in einem Bereich von ± 3 µm um den lokalen Mittelwert. Bei der in den Untersuchungen verwendeten Auflösung von ~ 300 µm pro Pixel kann die Position des Objektes demnach auf 1/50 Pixel genau bestimmt werden. Der Fehler in der Positionsbestimmung ist beleuchtungsabhängig, da bei niedrigerem Kontrast die Kanten zwischen Objekt und Hintergrund verschmieren. Infolgedessen wird ein größerer Radius des Objektes ermittelt. Der sich ergebende Fehler summiert sich im Laufe der Messung auf. Die Ergebnisse aus den statischen Messungen gingen in die Fehlerbestimmung der Beschleunigung ein, die im Wesentlichen von der Anzahl der Bilder und dem Fehler in der Ortsbestimmung abhängt. Die Fallexperimente bestätigen diesen Fehler mit leichten Abweichungen. Dies war zu erwarten, da der theoretische Fehler nicht alle experimentellen Fehlerquellen berücksichtigt.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

Im Regelfall können die Staudrücke (in erster Näherung proportional zur Kraft und damit zur Beschleunigung) im HEG auf 2% genau bestimmt werden. Die gemessenen Werte für die Erdbeschleunigung weichen maximal um 0,313% vom Literaturwert ab, sind demnach eine Größenordnung genauer. Bei der Berechnung des erwarteten Fehlers bei der Beschleunigung des ExoMars-Modells im HEG ergab sich ebenfalls eine Abweichung kleiner 2%. Das bedeutet, dass eine Anwendung des Systems zur Beschleunigungsmessung im HEG, gerade im Hinblick auf die bevorstehende ExoMars-Messung, sehr gut möglich ist.

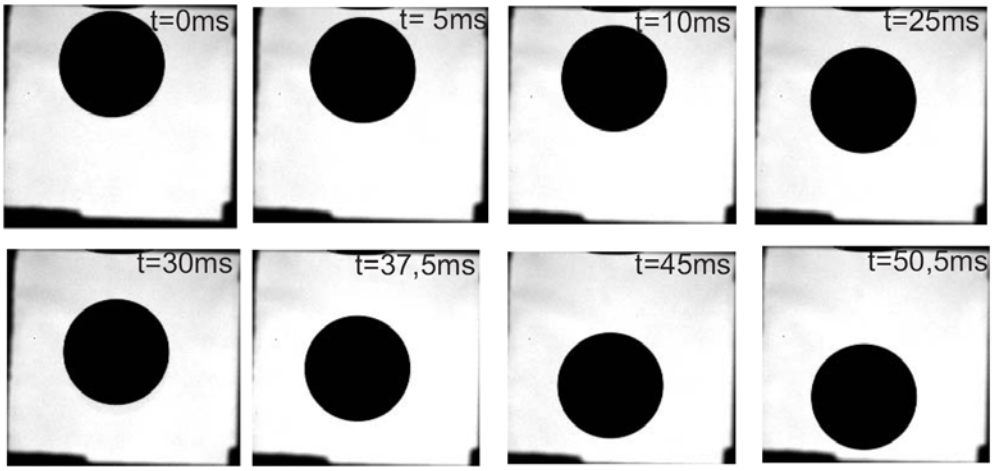


Abbildung 1: Darstellung einer fallenden Kugel mit Durchmesser von 30 mm, die für die Fallexperimente benutzt wurde. Aufnahmefrequenz: 2000 Bilder pro Sekunde.

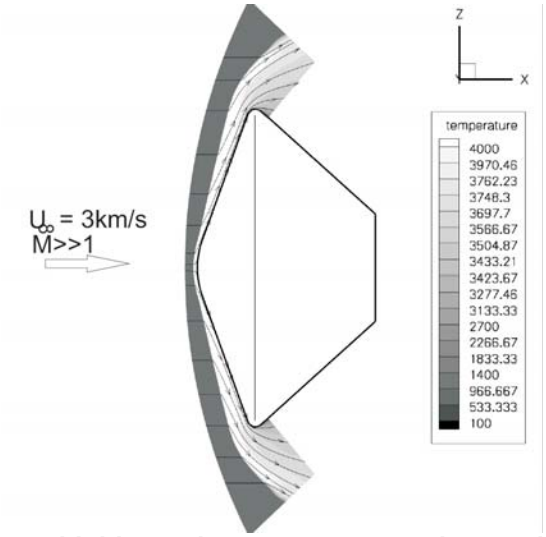


Abbildung 2: Schematische Abbildung der ExoMars-Kapsel mit überlagerter Navier-Stokes-Rechnung der zu erwartenden Strömung im HEG.

Weiteres Vorgehen:
In den Untersuchungen hat sich gezeigt, dass zusätzliche Experimente zum Verhalten der Kantendetektion bezüglich des Kontrasteinflusses nötig sind.

Mitteilung

Projektgruppe Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner Erich Schülein[1], Alexander Zheltovodov[2]

Institution [1]DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
[2]ITAM SB RAS, Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Novosibirsk, Russia

Adresse 37073 Göttingen, Bunsenstr. 10 **Telefon:** 0551/709-2803
Telefax: 0551/709-2811
E-mail: erich.schuelein@dlr.de

Thema **Study of localized flow heating effects on wave drag of blunt bodies**

Ausgangssituation

Localized flow heating upstream of supersonic blunt bodies is the object of investigations at least since the experimental investigations by Maurer and Brungs (1968) showed that the external hydrogen combustion inside of a spike-induced separation can help to increase additionally the effect on wave drag reducing. These results reproduced later experimentally and numerically disclose an alternative way for drag reduction on supersonic vehicles by energy deposition (ED), but the potential of this measure remains not clarified finally up to now.

Ziel

The aim of current investigations was to study the effects of localized flow heating induced by a steady low-voltage DC-arc discharge upstream of non-slender bodies.

Lösungsweg

A series of experiments with conically-nosed and spherically-blunted cylinders has been performed at a free-stream Mach number of 5 in order to characterize the influences of the bow-shock intensity and of the heating-power level on the resulting bow-shock / heated-wake interaction process including the wave-drag reduction effect [1]. The power effectiveness ratio, defined as ratio of thrust power saved to power locally deposited upstream into the flow, is used to analyze the results of wind tunnel drag force measurements.

Ergebnis

Similar to the solid-spike effect the flow heating upstream of a blunt body can help to reduce the wave drag at supersonic speeds. Obtained results [1] demonstrate that the thermal effect of energy deposition is the key mechanism, leading to the efficient drag reduction. The existence of sufficiently total pressure and Mach number deficits in the thin heated wake behind the energy deposition zone make sure that a free recirculation bubble in the front of the blunt body and the favourable transformation of the bow-shock structure appear.

A series of experiments with conically-nosed cylinders located in the heated wake at a constant heating power of 2.3 kW has been performed to characterize the effect of bow-shock intensity on the resulting bow-shock/heated-wake interaction. The flow-field structure, arising under conditions of the shock transformations and thermal-wake breakdown, is shown for three different cone half-angles θ in Fig. 1. According to the drag-force measurements, the thrust power saved due to the wave drag reduction, as well as the power effectiveness ratio defined as ratio of thrust power saved to power deposited locally into the flow, show a strong increase under investigated conditions with increasing bow-shock intensities. The results demonstrate distinct drag reductions up to 70% for the biggest investigated cone half-angle of 65°.

Development of the hot-spike effect upstream of a spherically blunted body was investigated with increasing heating power between 1.0 kW and 3.0 kW. The results demonstrate the existence of an opti-

mal heating rate at approx. 2.3kW that provides a maximum effectiveness of energy deposition and shows distinct drag reductions up to 45%. The analysis of some published results shows that the power effectiveness ratio, often used as key evaluation parameter, has not a general validity and should be regarded only in combination with the dynamic pressure level realized in the test flow.

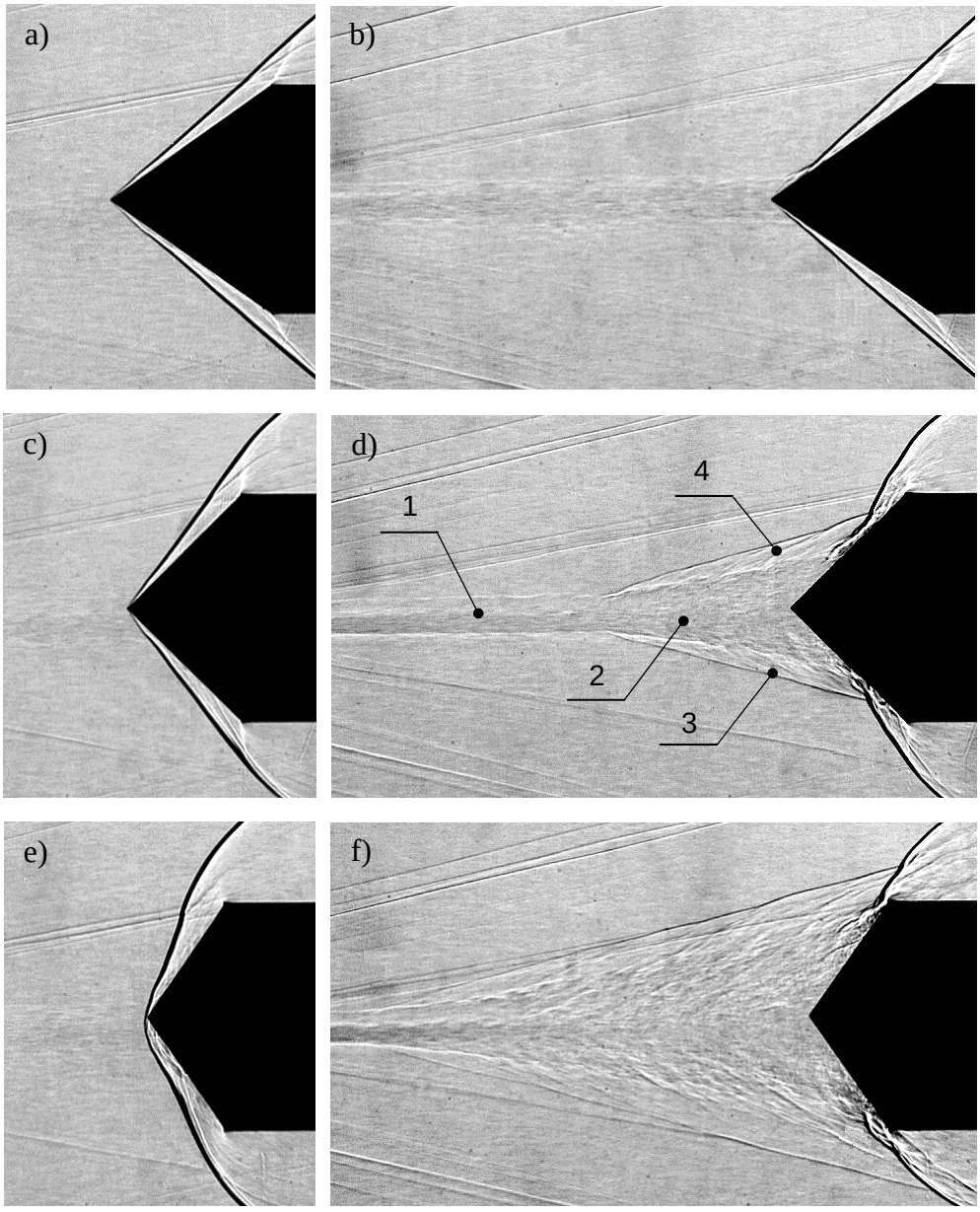


Fig. 1: Effect of localized energy deposition for conically-nosed cylinders at Mach 5 (P = 2.27 kW, L/D = 3.5): a) without ED at θ = 35°, b) with DC-arc discharge at θ = 35°, c) without ED at θ = 45°, d) with DC-arc discharge at θ = 45°, e) without ED at θ = 55°, f) with DC-arc discharge at θ = 55° (1 - heated wake, 2 - recirculation bubble, 3 - separation shock, 4 - traveling shocklets)

Literatur

[1] Schülein E. and Zheltovodov A.A., "Effects of Localized Flow Heating by DC-Arc Discharge Ahead of Non-Slender Bodies", *AIAA Paper 2009-7346*, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 19 – 22 October 2009, Bremen (Germany), 15p., 2009.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall / Numerische Verfahren

Ansprechpartner: Frank Stollmeier, Martin Grabe

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10; 37073 Göttingen **Telefon:** 0551 709 2476
e-mail: frank.stollmeier@dlr.de

Thema: Rechengitter zur Teilchenverfolgung in DSMC-Strömungssimulationen

Ausgangssituation:
Am DLR wird derzeit an der Entwicklung eines Direct-Simulation-Monte-Carlo (DSMC) - Programms für die Simulation verdünnter Gasströmungen in dreidimensionalen Geometrien gearbeitet. In der DSMC-Methode wird das Gas als eine große Anzahl von repräsentativen Teilchen aufgefasst, die sich durch das Rechengebiet bewegen, mit Rändern kollidieren können und untereinander stoßen.
Die Teilchenverfolgung durch das Strömungsgebiet hat aufgrund der großen Anzahl der zu simulierenden Partikel einen wesentlichen Anteil an der Gesamtrechenzeit der Simulation. Es erscheint daher lohnenswert, die Vielzahl der in der Literatur beschriebenen Verfahren zur Raumdiskretisierung auf ihre Eignung für die spezifischen Anforderungen von DSMC-Simulationen hin zu untersuchen.

Ziel:
Neben der korrekten Verfolgung von Partikeln durch das Simulationsgebiet unter Beachtung geometrischer Ränder soll ein ideales Gitter auch gewährleisten, daß nur räumlich benachbarte Teilchen mögliche Kandidaten für eine intermolekulare Kollision sind.
Die in Entwicklung befindliche DSMC-Implementierung soll auch die Umströmung komplizierter Geometrien berechnen können, ein geeignetes Gitterkonzept darf daher keinen Einschränkungen in Bezug auf mögliche Wandformen unterliegen.

Lösungsweg:
Aus der Analyse des Einflusses eines Rechengitters auf jedes der drei entkoppelten Kernelemente der DSMC-Methode (Teilchenbewegung inkl. Wandwechselwirkung, intermolekulare Kollisionen, Mittelwertbildung zur Bestimmung makroskopischer Strömungsgrößen) wird ein Satz Anforderungen erarbeitet, um verschiedene Gittertypen bewertet zu können.
Eine Klassifizierung derzeit gebräuchlicher und in der Literatur beschriebener Gittertypen soll eine methodische Bewertung unter Beachtung der zuvor erstellten Anforderungen ermöglichen.
Die größte Herausforderung für alle Varianten von Rechengittern ist die richtige (und schnelle) Detektion von Partikelkollisionen mit den Rändern des Strömungsfeldes im allgemeinen Fall. Da die Effizienz der Randerkennung maßgeblich die Rechenzeit des ganzen Verfahrens beeinflusst, werden für die geeignetsten Gittertypen Teilchenverfolgungsalgorithmen implementiert und auf Richtigkeit und Ausführungsgeschwindigkeit hin genauer untersucht.

Ergebnis:
Aus der Analyse der DSMC-Methode ergibt sich eine Liste idealer Eigenschaften für Rechengitter: Die Zellen sollten konvex mit möglichst isotroper Ausdehnung sein; des

weiteren sollte es möglich sein, die Netzdichte des Rechengitters sowohl lokal als auch zeitlich möglichst kontinuierlich an veränderliche Strömungen anzupassen, um Gradienten im Strömungsfeld auflösen zu können. Es ist wünschenswert, daß jede Zelle mit ihren Nachbarn nur über ihre Seitenflächen, nicht über Ecken verbunden ist (keine indirekten Nachbarn).
Alle diese Eigenschaften werden sehr gut von einer räumlichen Zerlegung erfüllt, die seit langem unter dem Namen Voronoi-Diagramm bekannt ist [1]. Eine Voronoi-Zelle stellt in diesem Fall das größtmögliche Einflussgebiet eines Punktes (Zellkern) dar. Die Nutzung der zum Voronoi-Diagramm dualen Delaunay-Kanten ermöglicht eine schnelle Berechnung der Partikelbewegung von Zelle zu Zelle. Ein inkrementeller Konstruktionsalgorithmus [2] ermöglicht eine leichte Anpassung der lokalen Netzdichte. Werden darüber hinaus neue Zellkerne immer nur auf den gemeinsamen Punkt dreier benachbarter Zellen gelegt, entsteht ein wohlgestaltes Gitter mit bestmöglich isotropen Zellen (Abb. 1). Mit besonderer Behandlung konvexer Randkurven bei der Erstellung eines Voronoi-Rechengitters zerstören auch kompliziertere Konturen die guten Eigenschaften der Voronoi-Zellen nicht (Abb. 2).

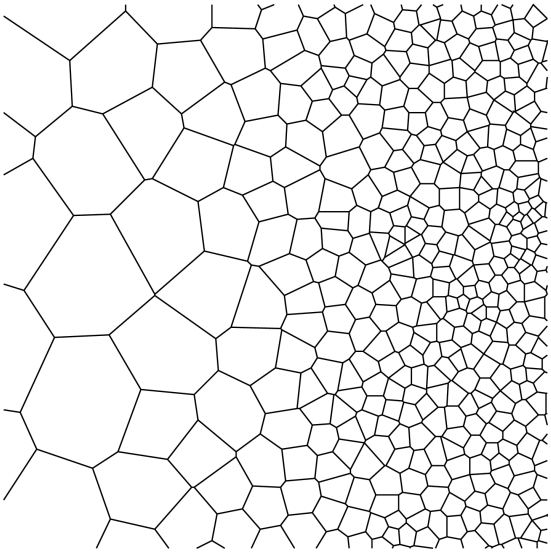


Abbildung 1: Beispiel für kontinuierlich verfeinertes Voronoi-Diagramm mit bestmöglich isotropen Zellen

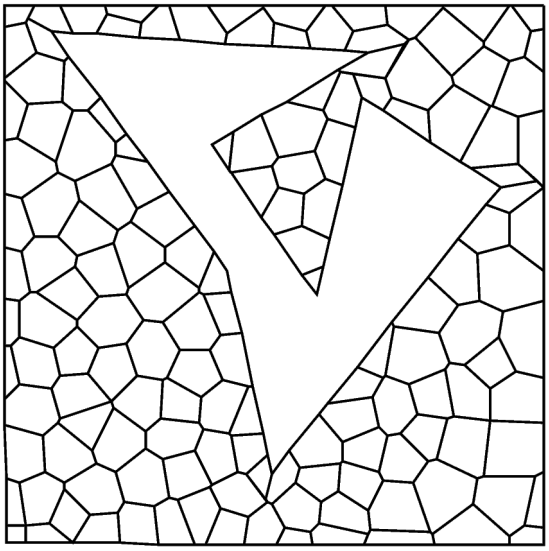


Abbildung 2: Voronoi-Gitter entstehen aus der Schnittmenge von Voronoi-Diagrammen und stückweise planaren Randkonturen

Literatur:

[1] Okabe, A. ; Boot, B. ; Sugihara, K.: *Spatial Tessallations: Concepts and Applications of Voronoi Diagrams*. John Wiley and Sons Ltd., 1992

[2] Joe, B.: *Construction of three-dimensional Delaunay triangulations using local transformations*. In: Computer Aided Geometric Design 8 (1991)

[3] Cavalcanti, P.R. ; Mello, U.T.: *Three-dimensional constrained Delaunay-Triangulation: a minimalist approach*. In: Proceedings of the 8th International Meshing Roundtable, 1999, S. 119–129

weiteres Vorgehen:
Die bisherigen Arbeiten wurden der Anschaulichkeit halber bisher in zwei Dimensionen durchgeführt. Die Algorithmen werden derzeit auf drei Dimensionen erweitert [3]. Voronoi-Diagramme eignen sich auf natürlich Weise für hierarchische Gitterstrukturen. Deren Einsatzmöglichkeit für DSMC wird weiter untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Carsten Thees
Jan Martinez Schramm
Klaus Hannemann

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

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2442
e-mail: carsten.thees@dlr.de

Thema: Entwicklung und Optimierung eines holographischen Zwei-Farben-Interferometer für den HEG zur Bestimmung von Elektronengasdichten

Ausgangssituation:
Für die nahe Zukunft sind Magnetohydrodynamik-Experimente am HEG geplant. In ihnen soll der Effekt von magnetischen Feldern auf das ionisierte Gas in der Hyperschallströmung untersucht werden. Eine am HEG verwendete optische Messmethode ist die holographische Interferometrie mit einem Rubin-Laser, die zur Dichtebestimmung der Strömung verwendet wird.

Ziel:
Für die MHD-Experimente ist die Bestimmung von Elektronengasdichten von höchstem Interesse. Diese können durch Anwendung von holographischer Zwei-Farben-Interferometrie bestimmt werden. Es soll ein Aufbau für die Anwendung dieser Methode entwickelt und optimiert werden, wobei die Rahmenbedingungen durch den bereitgestellten Laser, die Auswertungsmethode und die geplante Geometrie der MHD-Experimente gegeben sind.

Lösungsweg:
Durch theoretische Überlegungen werden optimale Bedingungen für die verwendete Technik bestimmt. Dazu zählen die Einfallswinkel der Strahlen, ihre Energiedichte, das Intensitätsverhältnis und die verwendeten Materialien. Die Ergebisse werden durch Experimente überprüft und weitere Verbesserungen am Aufbau vorgenommen, wobei immer die Auswirkungen auf beide verwendete Wellenlängen und die Qualität der mit ihnen aufgenommenen Hologramme überprüft werden. Gleichzeitig wird ein zweiter optischer Aufbau für die Hologramm-Rekonstruktion entworfen und dieser den Bedingungen bei der Hologramm-Aufnahme angepasst.

Ergebnis:
Mit dem entwickelten Aufbau (Abbildung 1) wurden erfolgreich Zwei-Farben-Hologramme guter Qualität aufgenommen. Dabei wurden zwei verschiedene Aufnahmemethoden verwendet, um die Beurteilung der nach Auswertung gewonnen Ergebnisse zu erleichtern. Bei einer der verwendeten Methoden stört dabei ein systematischer Fehler, dessen Ursache nicht mehr bestimmt werden konnte. Die Aufnahmen wurden mit verschiedenen Testobjekten gemacht, das Beispiel einer Kerze ist in Abbildung 2 zu sehen.

Datum: 10.10.2009 **STAB**

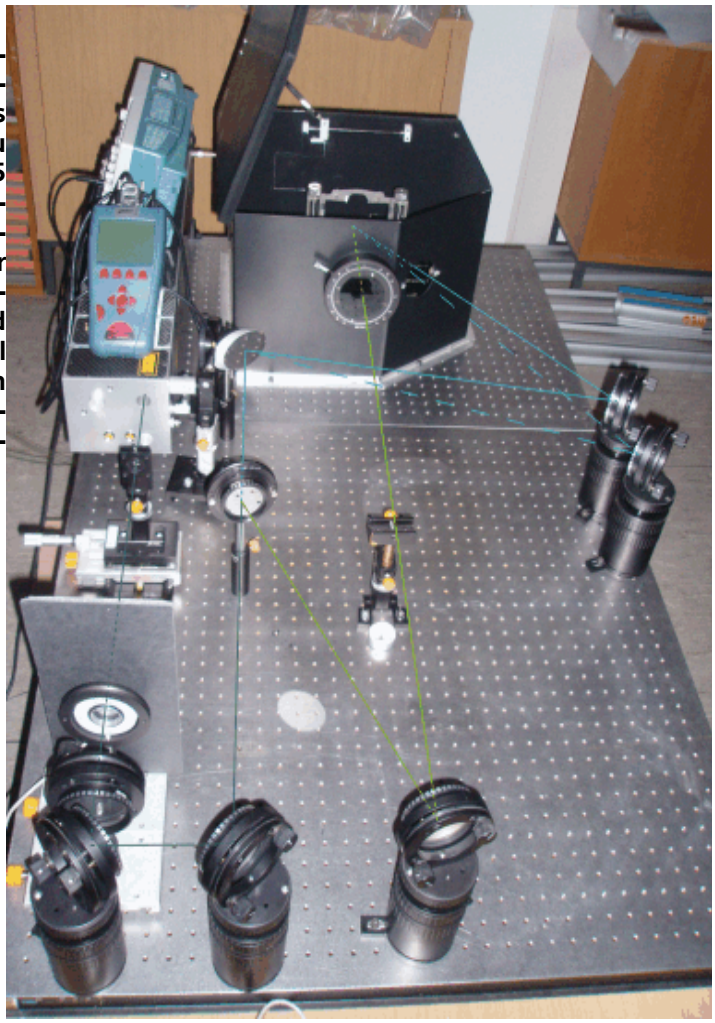


Abbildung 1: Optischer Aufbau zur Aufnahme von holographischen Zwei-Farben-Interferogrammen: Hinten links ist der verwendete Nd:YAG-Laser zu sehen, der Licht der Wellenlängen 355 und 532 nm aussendet. Nach Aufweitung und Ausschneiden eines homogenen Bereichs (links) wird der Strahl (dunkelgrün) an einem Strahlteiler geteilt, der Objektstrahl wird reflektiert (hellgrün), der Referenzstrahl transmittiert (blau). Beide Strahlen überlagern sich wieder in der Hologrammebene in dem Verdunklungskasten (hinten).

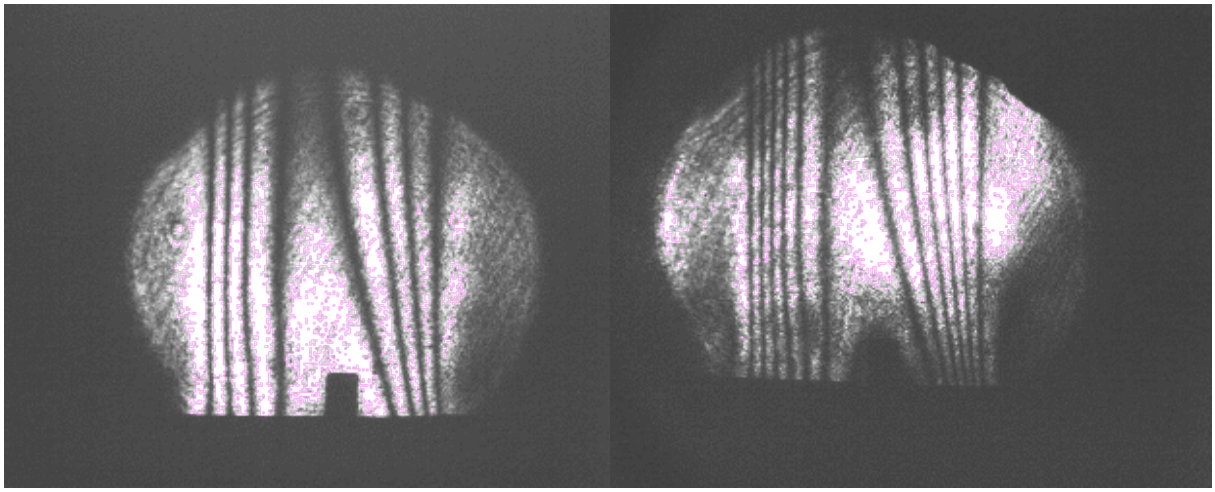


Abbildung 2: Intensitätsverlauf der rekonstruierten holographischen Interferogramme: Die Aufnahmen zeigen eine Kerzenflamme, die linke wurde mit grünem Licht (532 nm), die rechte mit blauem Licht (355 nm) gemacht. Von Streifen zu Streifen beträgt die Phasenverschiebung durch Dichteänderung 2 pi. Aus der absoluten Phasenverschiebung lassen sich Brechungsindexverlauf und schließlich die Dichte bestimmen. Durch Vergleich zweier Hologramme verschiedener Farben ist außerdem die Elektronengasdichte bestimmbar.

Weiteres Vorgehen:

Nach Ersetzen einiger ungeeigneter optischen Komponenten sollte ein genauerer Vergleich verschiedener Aufnahmemethoden durchgeführt werden. Sollte die Ursache des erwähnten Fehlers nicht behoben werden können, ist eventuell eine andere Aufnahme- und Auswertemethode vorzuziehen.

Datum: 10.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. K. Barckmann, Dr.-Ing. S. Grundmann,
Prof. Dr.-Ing. C. Tropea

Institution: TU Darmstadt, Center of Smart Interfaces, Drag and Circulation Control

Adresse: Flughafenstr.19
64347 Griesheim

Telefon: 06151-16 6204
e-mail: barckmann@csi.tu-darmstadt.de

Thema:
Strömungskontrolle mit DBD Plasma-Aktuatoren bei höheren Machzahlen.

Ausgangssituation:
DBD Plasma-Aktuatoren konnten bisher erfolgreich für verschiedene Anwendungen bei geringen Strömunggeschwindigkeiten eingesetzt werden. Bei höheren Machzahlen existieren jedoch wenig Kenntnisse über die Anwendbarkeit der Aktuatoren.

Ziel:
In dieser wird die Anwendbarkeit von DBD Plasma-Aktuatoren zur Strömungskontrolle bei höheren Mach- und Reynoldszahlen untersucht. Ziel ist dabei die Verbesserung des Auftriebs sowie der Klappeneffektivität durch Verhinderung von Grenzschichtablösungen.

Lösungsweg:
Bei großen Strömungsgeschwindigkeiten ist der Impuls des durch einen DBD Plasma-Aktuator erzeugten Wandstrahles im Verhältnis zu dem Impuls der Außenströmung sehr gering. Daher müssen für die Strömungskontrolle neue Konzepte entwickelt werden. Hierzu werden unterschiedliche Aktuator-Anordnungen untersucht, die durch die Erzeugung von Wirbeln einen Impulstransport aus der Außenströmung zur Grenzschicht.ermöglichen und so die Grenzschichtablösung verhindern.
Erste Versuche zur Kontrolle der Grenzschichtablösung im kompressiblem Unterschall wurden an der Profilvorderkante und der Klappe eines NACA0012 Profils (25% Hinterkanten-Klappe, 15° Abwinkelung) durchgeführt.

Die Experimente werden im trisonischen Windkanal der TU Darmstadt durchgeführt. Der Windkanal hat einen Messstrecken-Querschnitt von 150mmx150mm und kann einen Geschwindigkeitsbereich von Mach=0,4 bis 4 abdecken. Die verfügbare Messtechink ist ein 16 Kanal Druckscanner zur Überwachung des Druckverlaufes entlang des Profils und ein doppeltes Pitotrohr zur Vermessung des Nachlaufes. Des weiteren steht ein Schlierensystem zur Verfügung um Verdichtungsstöße und Dichteunterschiede zu visualisieren. Der Hochspannungsgenerator für die Plasmaaktuatoren kann Spannungen bis zu 60kV_{ss} erzeugen. Die Windkanal Modelle haben eine Profiltiefe von 80mm und sind aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK) gefertigt. Für diese Anwendung ist es wichtig nicht-leitende Modelle zu fertigen. Die Modelle können mit bis zu 16 Druckmessstellen ausgestattet werden und die Aktuatoren sind in die Oberfläche eingelassen, um nicht zusätzliche Störungen in die Strömung einzubringen.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

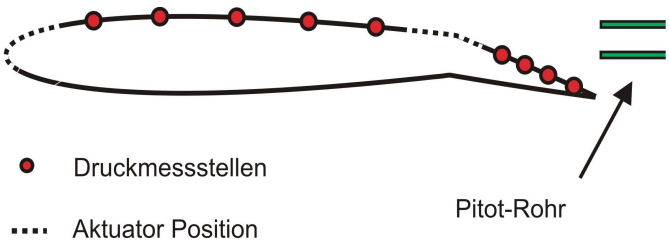


Abbildung 1: Aktuator- and Druckmessstellen Position auf einem NACA0012 Profil mit 25% Klappe

Für die ersten Untersuchungen wurden spannweitige Wirbel mit einem gepulsten Aktuatorbetrieb erzeugt. Die Aktuator ist dabei an der Vorderkante und der Klappen-Schulter positioniert, wie in Abbildung 1 zu sehen.
Eine andere Strategie ist die Erzeugung strömungsgerichteter Wirbel mit einem Array von Aktuatoren, die in strömungsrichtung angeordnet sind.

Ergebnis:
Unsere Experimente, mit dem Modell aus Abbildung 1, zeigen einen deutlichen Effekt auf abgelöste Strömungen bei hohen Mach-Zahlen. Abbildung 2 zeigt die zeitgemittelten Druckbeiwerte auf der Profiloberseite dieses Modells. Die Messungen wurden mit und ohne Aktuatorbetrieb bei einer Geschwindigkeit von M = 0.47 und einer Reynoldszahl von Re = 9 *10^5 durchgeführt. Der Anströmwinkel beträgt α = 15°. Der Verlauf des Druckbeiwertes zeigt in der kontrollierten Strömung einen wesentlich steileren Verlauf als er bei angelegter Strömung bei solch hohen Anstellwinkeln zu erwarten ist.

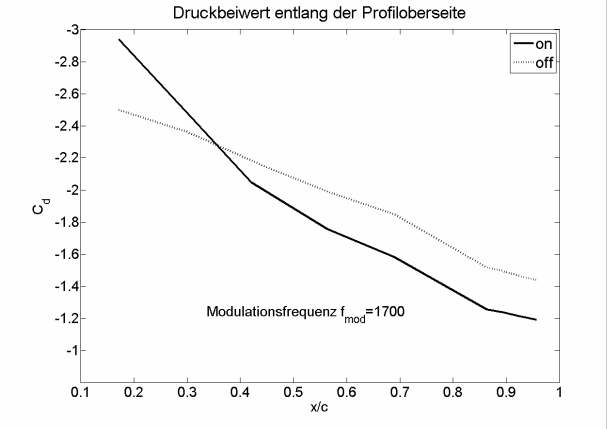


Abbildung 2: Zeitgemittelte Druckbeiwert mit und ohne Aktuation

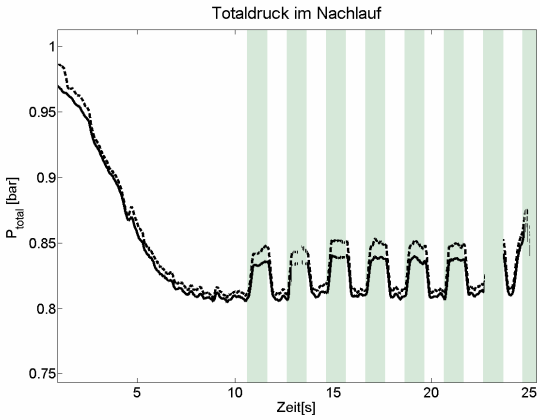


Abbildung 3: Zeitlicher Verlauf der Nachlaufmessung mit und ohne Aktuation

Abbildung 3 zeigt den zeitlichen Verlauf des Totaldrucks im Nachlauf des Profils. Der Totaldruck wird durch den Aktuatorbetrieb deutlich vergrößert und deutet auf eine deutliche Reduzierung des Ablösegebietes hin.
Im Vergleich zur Strömungskontrolle mit Plasmaaktuatoren bei niedrigen Geschwindigkeiten [2] zeigt sich, dass die Ablösung an einer Klappe ist eine größere Herausforderung als die Ablösung von der Profil-Vorderkante. Es wurde verdeutlicht, dass hierfür wesentlich mehr Energie benötigt wird, als bei der Vorderkantenablösung.

Literatur:
1. Roupassov et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulsed-periodic discharge.AIAA JOURNAL Vol. 47, No. 1, January 2009, 2009.
2. J. Little et al. Separation control from the flap of a high-lift airfol using dbd plasma actuators. In AIAA 2009-145, AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2009.

Weiteres Vorgehen:
Für die nächsten Experimente ist eine Steigerung der Geschwindigkeit geplant, sowie Untersuchungen mit symmetrischen NACA0012 und NACA0015 Profilen. Die Verwendung verschiedener Geometrien verspricht einen deutlicheren Einblick in die Wirkungsweise der Strömungskontrolle.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Heribert Bieler

Institution: Airbus

Adresse: Airbus; Abt. EDGAMTY; 28183 Bremen **Telefon: 04215383421**
Telefax:0421-5384714
e-mail: heribert.bieler@airbus.com

weitere Partner: B. Eisfeld (DLR), R. Radespiel (TU Braunschweig),
U. Rist (U Stuttgart), E. Wassen (TU Berlin)

Thema: Strömungskontrolle zur Verbesserung der Low Speed Performance

Ausgangssituation:
Strömungskontrolltechnologien zur Leistungssteigerung von Flugzeugen erfahren im aerodynamischen Entwurf zunehmende Bedeutung. Potentielle Konzepte zur Strömungsmanipulation werden vorgestellt und Einsatzszenarien beleuchtet.

Ziel:
Diese innovativen Konzepte müssen frühzeitig im numerischen industriellen Entwurfsprozess berücksichtigt werden, um Technologiekonzepte auszuwählen, den eigentlichen Entwurf durchzuführen und um Windkanalvalidierungen vorzubereiten.
Die derzeit im Einsatz befindlichen numerischen Verfahren müssen dafür maßgeblich ausgebaut werden. Erst dann können die deutlichen Potentiale der Strömungskontrolle für den Flugzeugbau tatsächlich nutzbar gemacht werden.

Lösungsweg:

Im Rahmen einer mehrjährigen gemeinsamen Anstrengung von Industrie und DLR, Universitäten wird derzeit im nationalen Rahmen an einer Erweiterung der hybriden Suite TAU (Navier-Stokes Löser des DLR) gearbeitet, um diesen für Strömungskontrolle zu qualifizieren.
Ein Schwerpunkt in laufenden LuFo und DFG Projekten ist die Vorhersage von Strömungskontrolleffekten im Low Speed Bereich. Die Arbeiten an den Instituten umfassen im wesentlichen Arbeiten an den Randbedingungen, Netzadaptionen (inkl. Chimera Technologie) und Überprüfung von Turbulenzmodellen.

weiteres Vorgehen:

Fortsetzung der Validierungsarbeiten in nationalen Projekten.

Datum: 06.Okt. 2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: I. B. De Paula[1], W. Würz[1], E. Krämer[1], V. I. Borodulin[2], Y. S. Kachanov[2]

Institution: [1]Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
[2]Institute of Theoretical and Applied Mechanics, RAS-SB, Novosibirsk, Russia

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550, Stuttgart

Telefon: (0711) 685 63400
Telefax: (0711) 685 60211
e-mail: igorbra@gmail.com

Thema: **Experimental investigation of weakly nonlinear interactions of Tollmien-Schlichting waves in a non self-similar boundary layer**

Introduction:

For the design of subsonic natural laminar flow (NLF) airfoils, usually codes based on boundary layer Linear Stability Theory (LST) are used for prediction of the transition location [1]. The predictions get worse as the extension of the linear region decreases in comparison to the nonlinear part. In such regimes the effect of nonlinear interactions is of significant importance to the extend of the laminar run. Usually, in these cases, resonant interactions between Tollmien-Schlichting (T-S) modes play a dominant role. The focus of the current investigation deals with the study of weakly nonlinear interactions of T-S waves with emphasis to the regime where more than one fundamental wave is present in the flow. The aim is to link and extend the results in the regime with single and multiple T-S waves to the database from the literature for modulated wavepackets and wavetrains ([2] and [3]).

The investigation of resonance in presence of multiple T-S waves is believed to be a step toward the case of "natural" transition. The results of [4] suggest that the presence of more than one fundamental T-S wave can induce additional amplification of sub-harmonic modes via a superposition of resonances. In physical domain, the addition of 2-D fundamental waves can be regarded as a change in the carrier frequency and an amplitude modulation of the effective fundamental T-S wave. The evolution of modulated waves was extensively studied in [2] and [3] for wavepackets and wavetrains. From those works it was observed that an increase of the modulation of the packets induces earlier nonlinear activity on the evolution of the waves. Although many aspects of the phenomena were clarified by those works, it is difficult to extract from those results the influence of the modulation on the amplification rates of the waves. In the present work, the T-S waves are continuous and therefore the amplitude of single modes can be extracted accurately. In addition, this allow an easier observation of additional modes generated by non-linear interactions. Three different cases were investigated with increasing modulation of the fundamental wave and the results were compared to the reference case with steady fundamental T-S wave amplitude.

Results:

The experiments were performed in the Laminar Wind Tunnel of the IAG. Boundary layer measurements were carried out on the lower surface of the WW03BL106 airfoil section ([4]). This airfoil was specially designed to give a constant threshold of a $n_{factor} = \ln[A(f)/A_0(f)] = 6$ at an angle of attack of -2 degree and a Reynolds number of 0.7×106. The experiments were performed under controlled disturbance conditions. The T-S waves were excited by a slit source [4], which is mounted flush with the surface. This T-S source enables the simultaneous generation of disturbances in a wide range of streamwise and spanwise wavenumbers. Phase locked hot-wire measurements were performed downstream the slit.

The amplitude of the fundamental waves is known to play a significant role on the resonant interactions of T-S waves. Therefore, in the current investigations, the maximum amplitude of T-S waves in physical domain is kept constant for the different modulation regimes. This is obtained by setting the effective amplitude of fundamental waves constant and equals to $A_{eff} = A_{F1}+A_{F2}$, where A_{F1} and A_{F2} are the amplitudes of the excited waves.

The growth of the effective fundamental and sub-harmonic modes, shown in figure 1, indicates that the modulation itself does not have influence on the growth rate of sub-harmonics. This is valid within the parametric range where the effective amplitudes of the T-S waves have a comparable level. The definition of effective subharmonic is described in [4]. During the experiments with modulated 2D T-S waves a special feature was observed with can shed a new light on the transition process at low inflow turbulence.

Figure 2 shows the spectral evolution of the velocity fluctuations measured at the wall normal location of the maximum in the eigenfunctions of the subharmonic T-S waves. For clearance, the subharmonic waves were not excited in this case. It can be seen that despite only the fundamental waves are present, a mode at the modulation

frequency ($\Delta F = F_1 - F_2 = 92Hz$) grows as the waves develop downstream of the source. The spanwise spectra of this low frequency ΔF mode are shown in figure 3. In this figure, the curves for each streamwise station were shifted by a factor of 10.

The spectra show clearly that, initially, the amplitude distribution of the ΔF modes is concentrated in 2D waves ($\beta = 0mm^{-1}$). Further downstream, a band of 3D modes is amplified. In addition, the results show that the amplification of 3D ΔF modes is completely independent of the presence of subharmonics. The possibility of occurrence of detuned resonance interactions between such ΔF modes with the fundamental waves is shown in figure 6. The difference in the amplification of 3D ΔF modes, excited by the source, in the presence and absence of a single fundamental wave strongly suggest that detuned subharmonic resonance takes place and leads to growth of oblique ΔF.

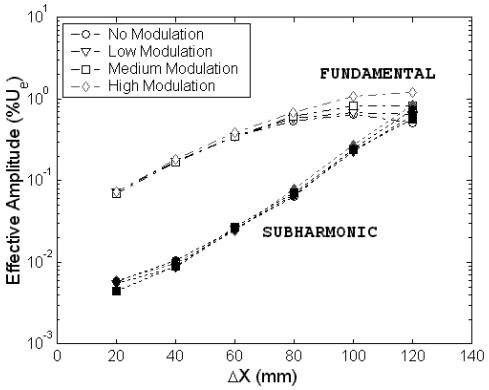


Fig.1 Amplitude evolution of the effective fundamental and sub-harmonic modes for different regimes of modulation.

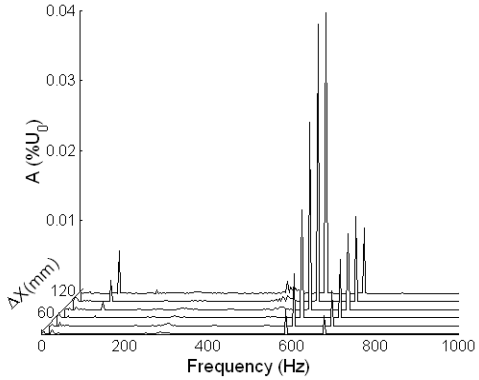


Fig. 2 Spectra of u'. Measurements at wall normal position of the peak in the eigenfunction of subharmonic waves.

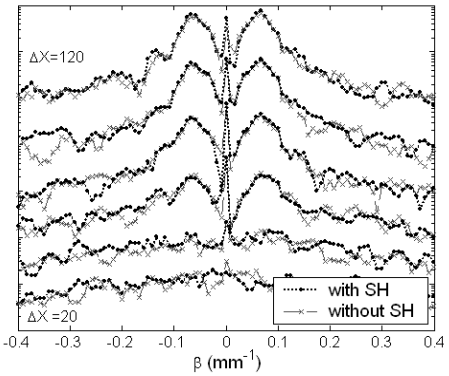


Fig. 3 Spanwise spectra of ΔF modes. Streamwise stations from bottom to top: ΔX 20, 40, 60, 80, 100, 120mm. SH: subharmonic

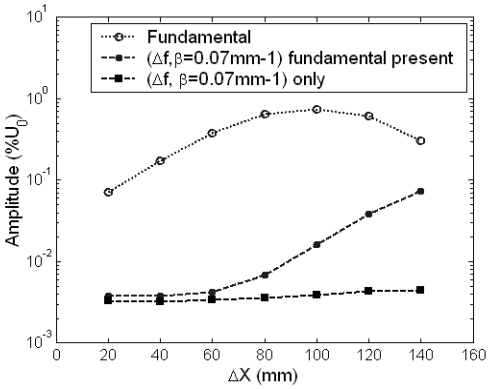


Fig. 4 Amplitude evolution of 3D ΔF modes in the presence and absence of a single fundamental wave with no modulation.

Conclusions

The investigation shows that the modulation of the fundamental waves itself do not influence the subharmonic resonance. Within the investigated range the effect of the modulation is mainly related with the generation of modes at the frequency of the modulation. It is shown that such modes contain small seeds of three-dimensionality that can resonate with the fundamental waves as detuned subharmonics. This mechanism might be responsible for earlier appearance of non-linear effects in the evolution of highly modulated wavepackets and for the self production of subharmonics waves in cases of ´natural´ environmental disturbances.

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

Outlook

The resonant interactions in a broadband of frequencies and spanwise wavenumbers will be investigated.

References:

[1] J.D. Crouch. Modeling transition physics for laminar flow control. 38th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2008-3832. Seattle, USA, 2008.

[2] M.A.F. Medeiros, M. Gaster. The production of subharmonic waves in nonlinear evolution of wavepackets in boundary layers. J. Fluid Mech. (399):301–318, 1999.

[3] J.J. Healey. Wave envelope steepening in the Blasius boundary-layer. Eur. J. Mech. B-Fluids. (19):871–888, 2000.

[4] D. Sartorious. Experimental investigation of weakly nonlinear interactions of instability waves in a non self similar boundary layer on an airfoil surface. PhD Thesis - Universit¨at Stuttgart, 2007.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transitikon und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Martin Gerber

Institution: Airbus Operations GmbH, TBEMS

Adresse: Airbus-Allee 1, 28199 Bremen **Telefon:** 0421-538-4894
e-mail: martin.gerber@airbus.com

Weitere Partner: -

Thema: Grenzschichtabsaugung am Profil ohne Pumpe (Diplomarbeit TU Dresden)

Ausgangssituation:

Die zukünftige Generation von Verkehrsflugzeugen muss wachsenden Anforderungen nach Sicherheitsbedürfnissen, Umweltverträglichkeit und Wirtschaftlichkeit gerecht werden. Hierbei stehen die Reduzierung der Schadstoffemissionen und damit verbunden die Senkung des Kraftstoffverbrauches im Vordergrund. Gerade die Preiskopplung von Kerosin an das Erdöl macht die Entwicklung verbrauchsarmer Flugzeuge notwendig. Das größte Einsparpotential besteht unter anderem im aerodynamischen Flugzeugentwurf mit dem Ansatz der Widerstandsreduzierung. Durch die Methode der Transitionskontrolle, also eine Aufrechterhaltung der Laminarströmung mittels Grenzschichtabsaugung durch eine poröse Oberfläche, lässt sich der Anteil des reibungsbedingten Widerstandes am Gesamtwiderstand beträchtlich reduzieren. Hierzu verwendeten bisherige Entwicklungsprogramme zur Absaugung der oberflächennahen Fluidteilchen aus der Grenzschichtströmung ein Kompressor- oder Pumpensystem, dass bei der Energiebilanzierung und Gewichtsbetrachtung beim Flugzeug als Mehraufwand berücksichtigt werden muss.

Ziel:

Daher wurde bereits in verschiedenen Veröffentlichungen der Vorschlag aufgegriffen die unterschiedlichen Oberflächendrücke am Profil zur Absaugung zu nutzen (W. E. Gray 1952). Im Rahmen der Diplomarbeit „Grenzschichtabsaugung am Profil ohne Pumpe“ (TU Dresden) erfolgte eine Machbarkeitsstudie unteranderem an einem Triebwerksgondelprofil. Der Vortrag stellt die wesentlichen Erkenntnisse und Ergebnisse dieser Arbeit vor.

Lösungsweg:

Für die Berechnung der Druckverluste der mikroperforierten Saugkammern am umströmten Profil ist ein Berechnungsalgorithmus zur Ermittlung der Massenströme aufgestellt worden. Hieraus berechnen sich die Absaugbeiwerte C_Q pro definierten Bogensegement am Profil. Der laminar-turbulente Umschlagpunkte wurde über die e^N-Methode bestimmt, um die Absaugung am Profil zu platzieren. Mit dem zur verfügungstehenden Druckgefälle durch die Oberflä#chendruckdifferenzen ergeben sich mit dem Berechnungsalgorithmus die Massenströme und Absaugbeiwerte. Durch die anschließenend Transitionsvorhersage konnten die N-Faktoren mit Absaugung berechnet werden.

Ergebnis:

Datum: **STAB**

Unter Vernachlässigung von Strömungsverlusten aus der Systemintegration von Rohrleitungen und Luftauslässen reichen die Oberflächendruckdifferenzen zur Grenzschichtstabilisierung nach dem vorgeschlagenen Prinzip von W. E. Gray aus. Die Berücksichtigung von Verlusten (Rohrleitung und Auslass) führt dazu, dass auf den vorderen Abkammern keine Absaugung mehr realisiert und die Absaugbeiwerte C_Q stromab reduziert werden.

Literatur:

[1] *Energy Information Administration:* Spot Price Kerosene-Type Jet Fuel, http://www.eia.doe.gov

[2] *European Commission:* European Aeronautics - A Vision for 2020, January 2001, http://ec.europa.eu/research/growth/gcc/ka04.html

[3] Gerber, M.: Grenzschichtabsaugung am Profil ohne Pumpe, Diplomarbeit TU Dresden, 17. Juli 2009

[4] *Gray, W. E.:* The Effect of Wing Sweep on Laminar Flow, Royal Aircraft Establishment, Farnborough, February 1952

[5] *Henke, R.:* HLF-Technologie auf einem Airbus Erprobungsträger, DGLR-JT96-105

[6] *Kruth, J.:* Die VFW 614 - Ihrer Zeit 20 Jahre voraus - Das erste westdeutsche Kurzstrecken-Verkehrsflugzeug (Freundeskreis VFW 614 e.V.), Vortrag DGLR am 26. Oktober 2006, http://www.hamburg.dglr.de/

[7] *Maddalon, D. V.; Braslow, A.L.:* Simulated Airline Service Flight Test of Laminar Flow Control with Perforated Surface Suction System, NASA Technical Paper 2966, March 1990, http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19900008311_1990008311.pdf

[8] *NASA:* High Reynolds Number Hybrid Laminar Flow Control Flight Experiment IV. Suction System Design and Manufacture, CR-1999-209326

[9] *Oertel jr., H.:* Prandtl - Führer durch die Strömungslehre, Vieweg Verlag, 11. überarbeitete Auflage

[10] *Pfenninger, W; Fowell L. R.:* Recent Developments in Boundary Layer Research, Part IV “Some Results from the X-21 Programm”, Part I: Flow Phenomena at the Leading Edge of Swept (Pfenninger), Part II: Laminar Flow Control Flight Test Results on the X-21A , AGARDograph 97, May 1965

[11] *Preist, J.; Paluch, B.:* Design Specification and Inspection of Perforated Panels for HLF Suction Systems, Second European Forum on Laminar Flow Technology, Bordeaux, June 1996

[12] *Schlichting, H.; Gersten, K.:* Grenzschicht-Theorie,Springer Verlag, 10. überarbeitete Auflage

[13] *Schlichting, H.; Truckenbrodt, E.:* Aerodynamik des Flugzeuges Band 1, Springer Verlag, 3. Auflage

[14] *Schrauf, G.:* Large-Scale Laminar-Flow Tests Evaluated with Linear Stability Theory, Journal of Aircraft, Vol. 41, No.2, March-April 2004, pp. 224-230

[15] *Schrauf, G.:* Status and Perspectives of Laminar Flow,The Aeronautical Journal, Vol. 109, December 2005, pp. 639 – 644

[16] *Schrauf, G.:* Status of Laminar Flow Technology, AIAA Fluid Dynamics Conference, 23. - 26. June 2008

[17] *Truckenbrodt, E.:* Fluidmechanik - Band 1, Grundlagen und elementare Strömungsvorgänge dichtebeständiger Fluide, Springer Verlag, 4. Auflage

[18] *Vijgen, P.:* An Industrial Perspective on Drag Reduction Technology and Implementation (Boeing), Drag Reduction Workshop, Ascot UK, 14. - 16.10.2008, http://www.kat-net.net/publications/data/64_20081111_vijgen.pdf

[19] *Wagner, R. D.; Maddalon, D. V.; Fisher, D. F.:* Laminar Flow Control Leading Edge Systems in Simulated Airline Service, 16th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Jerusalem 28.08 - 02.09. 1988 http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040161127_2004158598.pdf

[20] Wolf, K.: Skript Luftfahrzeugkontruktion TU Dresden, Wintersemester 2006/07

Weiteres Vorgehen: -

Datum: **STAB**

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@cfd.tu-berlin.de

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

Thema: **Aktive Ablösekontrolle auf der Hinterkantenklappe einer Hochauftriebskonfiguration**.

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.

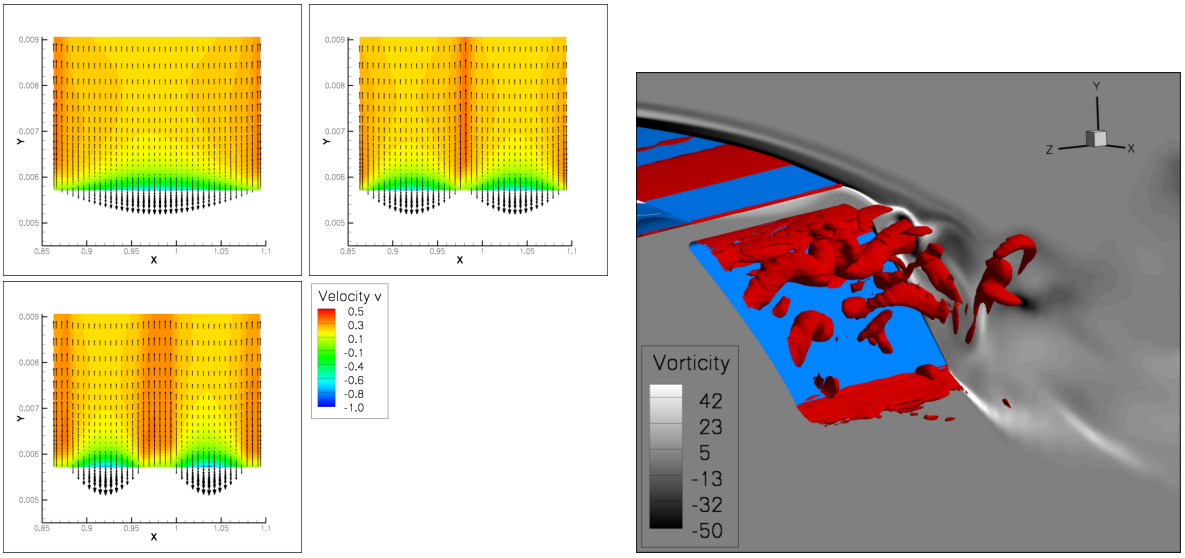
Ziel:
Die Beeinflussung der abgelösten Strömung auf der Hinterkantenklappe erfolgt durch harmonisches Ein- und Ausblasen. Ziel der Untersuchung ist es zu zeigen, welchen Einfluss eine spannweitige Segmentierung auf eine Hochauftriebskonfiguration hat. Bei Verwendung der aktiven Strömungskontrolle für einen endlichen, zugespitzten und gepfeilten Flugzeugflügel muss diese den lokalen Effekten der dreidimensionalen Strömung angepasst sein. Deshalb muss in diesem Fall der Anregeschlitz segmentiert sein und für jedes Segment müssen die optimalen Werte der Anregeparameter gefunden werden. Als erster Schritt in diese Richtung wird die segmentierte Anregung mit mindestens zwei Segmenten in numerischen Simulationen auf die Umströmung einer generischen Hochauftriebskonfiguration angewendet. Es soll untersucht werden welchen Einfluss die Anregeparameter Intensität, Frequenz, Ausblaswinkel und die spannweitige Breite der Segmente auf die Auftriebssteigerung haben.

Lösungsweg:
Das Modell für die numerischen Untersuchungen ist das SCCH (***S**wept **C**onstant-**C**hord **H**alf 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 mehrere Aktuatorsegmente

Datum: 09. Oktober 2009 **STAB**

in spannweitiger Richtung modelliert werden, die sich durch unterschiedliche Anregeintensität und/oder –frequenz auszeichnen. Zudem kann eine zeitliche Phasenverschiebung der Aktuation realisiert werden. Der Winkel des oszillierenden Anregestroms relativ zur Oberfläche kann variiert werden.

Ergebnis und weiteres Vorgehen:
Simulationen mit Anregung wurden zunächst am durchgängigen Schlitz durchgeführt ([1], [2]), zum einen bei festgehaltener Anregeintensität und variierender Frequenz, zum anderen bei konstanter Anregefrequenz und unterschiedlichen Intensitäten. Darauf aufbauend wurden Simulationen mit einem in spannweitiger Richtung in zwei Segmente unterteilten Schlitz durchgeführt, ohne jedoch einen Steg mit endlicher Breite dazwischen zu berücksichtigen ([3]). Der Einfluss von Anregeintensität und Phasenverschiebung der Akutation der beiden Segmente zueinander wurde untersucht. Diese Ergebnisse werden jetzt mit Simulationen verglichen, in denen die Breite der Anregesegmente und deren Anzahl variiert wird (siehe Abb. 1(a)). Es wird untersucht welche Kombination von Anregeparametern den besten Einfluss auf die Verteilung der Strukturen auf der Hinterkantenklappe (siehe Abb. 1(b)) und somit auf den Auftriebsbeiwert haben. Dies stellt den nächsten Schritt hin zu einer industriellen Anwendung der aktiven Ablösekontrolle für eine Hochauftriebskonfiguration dar.



(a) V-Geschwindigkeit und Vektoren in der Anregungsebene für durchgehende und segmentierte Anregung (b) λ_2-Isoflächen und Contour-Plot der Wirbelstärke

Abbildung 1: Ergebnisse der Simulationen mit segmentierter Anregung

Literatur:

[1] B. GÜNTHER, F. THIELE, R. PETZ, W. NITSCHE, 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

[3] T. HÖLL, B. GÜNTHER, E. WASSEN, F. THIELE: Numerical Investigation of Segmented Actuation Slots for Active Separation Control of a High-Lift Configuration. *AIAA-Paper 2009-887, 2009*

Datum: 09. Oktober 2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow control, Laminar-Turbulent Transition,Turbulence

Ansprechpartner: PD Dr. J. Jovanović[1], Dr.-Ing. B. Frohnapfel[2],
Dipl.-Ing. H. Lienhart[1], Prof. Dr.-Ing. A. Delgado[1]

Institution: [1]Institute of Fluid Mechanics, University of Erlangen-Nuremberg
[2]Center of Smart Interfaces, Darmstadt University of Technology

Adresse:

[1]Cauerstraße 4
91058 Erlangen
Telefon: (09131) 85-29507
Telefax: (09131) 85-29503
e-mail: jovan@lstm.uni-erlangen.de

[2]Petersenstr. 32
64287 Darmstadt
Telefon: (06151) 16-6205
Telefax: (06151) 16-6246
e-mail: frohnapfel@csi.tu-darmstadt.de

Topic:

An Investigation of Viscous Drag Reduction by Delay Laminar-Turbulent Transition Using Microgroove Surface Pattern

Introduction:

The present authors have recently shown that a significant reduction of turbulent drag can be obtained by using surface-embedded micro-grooves in a fully developed turbulent channel flow [1]. In a series of experiments, drag reduction was deduced from pressure measurements in a groove-modified channel flow. Measurements have shown that the magnitude of the drag reduction far exceeds what has been achieved so far but exists only in a narrow range of flow velocities corresponding to groove dimensions of less than one viscous length-scale.

Objectives:

The aim of the present work is to show that the same surface pattern, that was successfully used for turbulent flow control, can also be employed to stabilize the laminar boundary layer development.

Methodology:

The two-dimensional channel and the related equipment that were used in the present experiments are similar to the ones employed in the previous investigations of flow control in fully developed turbulence [1]. The air flow was produced with a malty-purpose flow facility constructed according to DIN 24 163 [2] requirements. While a tripping device at the channel inlet ensured a fully developed turbulent state in the previous investigations, the channel was now equipped with a two-dimensional nozzle having a contraction ratio 8:1 which was flush mounted with the channel top and bottom walls. The set-up thus provided natural development of boundary layers along the test section walls. Two different arrangements of the test sections were used for the experiments, one with flat walls and the other with groove-modified walls, where a microgroove surface is installed in the front part of the channel test section as shown in figure 1*(a,b)* (left). To investigate the potential stabilizing effect of the microgroove surface pattern on the initial boundary layer development, a surface structure with groove dimensions $h = 150$ μm and separation $2h = 300$ μm was employed.

Results:

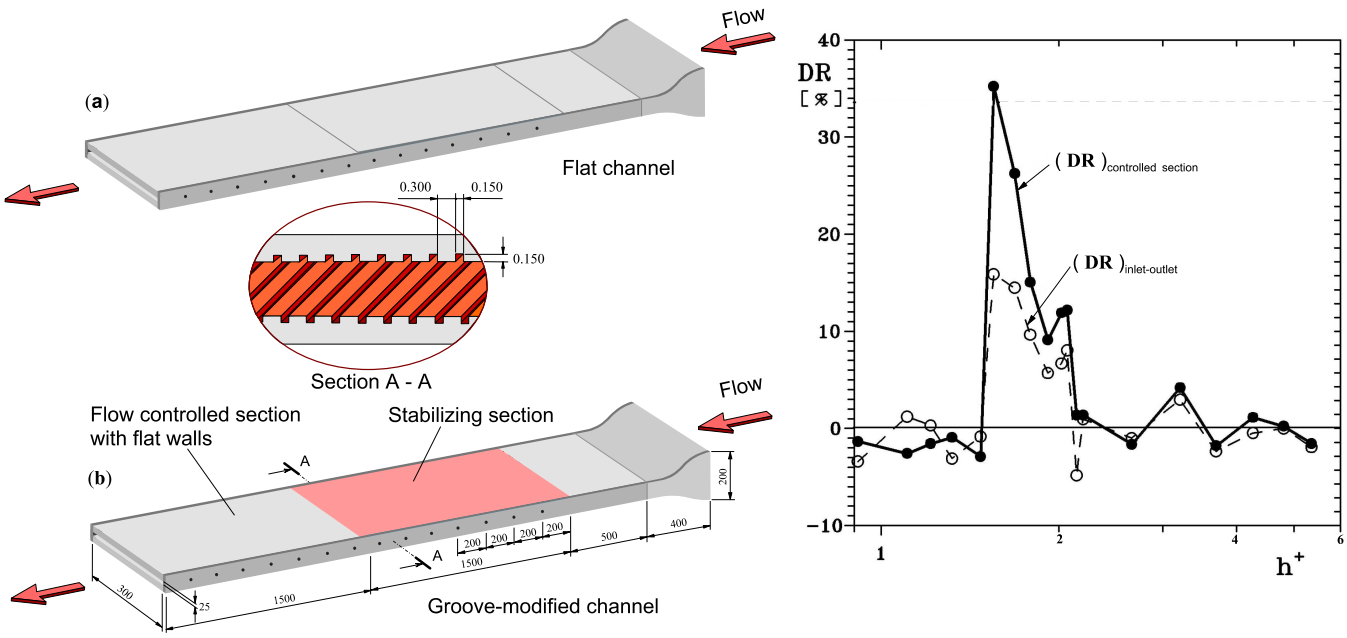


Figure 1: Two-dimensional channel flow with flat and groove-modified test section arrangements. (a) Reference test section configuration. (b) Configuration of the test section for laminar flow control (left). Drag reduction versus non-dimensional groove height: $(\mathrm{DR})_{\text{controlled section}}$, drag reduction measured over the flat part of the groove-modified test section; $(\mathrm{DR})_{\text{inlet}-\text{outlet}}$, net drag reduction measured over the entire length of the groove-modified test section (right).

By comparison of the pressure drop measured in the flat and groove-modified test sections respectively, drag reduction due to the stabilizing effect of the microgroove surface pattern on laminar boundary layer development can be estimated as follows:

$$\mathrm{DR} = 1 - \frac{(\Delta p)_{\text{groove}-\text{modified channel}}}{(\Delta p)_{\text{flat channel}}}.$$

Figure 1 (right) shows drag reduction results plotted against the dimensionless groove size according to $h^+ = \tilde{u}_\tau h/\nu$ where the average value of the friction velocity, $\tilde{u}_\tau$, was determined from the pressure drop measured over the front part of the test section and the cross-sectional area of the reference channel. From the presented experimental results it appears that a high drag reduction was obtained in a narrow range of flow velocities which correspond to the dimensionless size of the grooves between 1.5 and 2 viscous length-scales. The trends in the experimental data reveal that the high drag reduction DR $\simeq 35\%$ originates from the decrease in the pressure drop over the rear flat portion of the groove-modified test section, resulting in an overall net gain of DR $\simeq 16\%$. We note a strong similarity between the results presented here and those obtained in fully developed turbulent channel flow [1].

References:

[1] Frohnapfel, B., Jovanović, J. and Delgado, A. 2007 Experimental investigation of turbulent drag reduction by surface-embedded grooves. *J. Fluid Mech.* **590**, 107–166.

[2] DIN 24 163 1985 Normenausschuß Maschinenbau (NAM), Teil 1, 2 und 3. Deutsches Institut für Normung e.V., Berlin.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: A. Kurz, A. Güttler, A. Duchmann, J. Kriegseis, S. Grundmann, C. Tropea

Institution: TU Darmstadt, Center of Smart Interfaces

Adresse: Flughafenstr.19, 64347 Griesheim
Telefon: 06151 / 16-6204
Telefax: 06151 / 16-6246
e-mail: kurz@csi.tu-darmstadt.de

Thema: Grenzschichtmanipulation mit Hilfe von Plasma-Aktuatoren

Ausgangssituation:

Die vorgestellten Ergebnisse stellen die Weiterführung der Arbeit von Grundmann [1] dar. Es konnte erfolgreich gezeigt werden, dass Plasma-Aktuatoren grundlegend dazu geeignet sind eine Transitionsverzögerung in laminaren Plattengrenzschichten zu erzielen. In begleitenden numerischen Untersuchungen von Quadros [2] konnten die experimentellen Ergebnisse bestätigt werden. Kriegseis et al. [3] untersuchten in diesem Zusammenhang das Nahfeld des Aktuators und zeigten die Sensitivität verschiedener Parameter auf die räumliche Verteilung der Geschwindigkeit, die offensichtlich von entscheidender Bedeutung für eine erfolgreiche Transitionsverzögerung ist.
Zwei Mechanismen sind bei der Grenzschichtmanipulation mit Plasma-Aktuatoren zu unterscheiden. Zum einen kann der Aktuator kontinuierlich betrieben werden, so dass ein quasistationärer Impulseintrag in die Grenzschicht erfolgt. Das Grenzschichtprofil wird deformiert und in unmittelbarer Aktuatornähe fülliger. Gleichzeitig erfolgt lokal eine effektive Reduktion der Grenzschichtdicke. Damit ist es resistenter gegenüber primären Instabilitätsmechanismen und der Übergang zur Turbulenz wird herausgezögert. Zum anderen kann mit der Methode der aktiven Wellendämpfung eine Transitionsverzögerung durch direkte Auslöschung von Störungen erzielt werden. Dieses Prinzip wird angewendet, wenn 2-dimensionale Tollmien-Schlichting (TS) Wellen in der Grenzschicht präsent sind.

Ziele:

Langfristiges Ziel ist die Anwendung beider Konzepte für den Freiflug. Dazu ist es notwendig die Geschwindigkeit, bei der die Strömungskontrolle noch effektiv eingesetzt werden kann, in den Bereich über 30 m/s anzuheben. In einem weiteren Schritt wird der Einfluss von Druckgradienten untersucht, um schließlich Versuche auf einer realen Flügelgeometrie durchführen zu können.

Lösungsweg:

Um eine möglichst effektive Stabilisierung der Grenzschicht zu erreichen ist eine Optimierung der Betriebsparameter notwendig. Neben Parametervariationen zur Geometrie und der Spannungsversorgung sind neuartige Konfigurationen mit mehreren Elektroden zu untersuchen. Die so genannte Sliding Discharge Konfiguration mit einer Überlagerung von Wechsel- und Gleichspannungsversorgung unter Verwendung von drei Elektroden ermöglicht eine Vergrößerung des Impulseintrags. Zudem zeigen stabilitätstheoretische Untersuchungen [4],

dass auch bei der aktiven Wellendämpfung ein stabilisierender Effekt auf das gemittelte Grenzschichtprofil wirkt.

Darüber hinaus konnte der Einsatzbereich des Regelkreises erfolgreich durch die Implementierung eines mathematischen Optimierungsalgorithmus nach der Methode von Nelder und Mead erweitert werden. Durch den gleichzeitigen Einsatz von LabVIEW Realtime wurde es möglich, Frequenz und Phasenlage der TS-Wellen in sehr kurzer Zeit sensorisch zu erfassen und für die Generierung des Aktuatorsignals auszuwerten, was die Reaktionszeit des Gesamtsystems weiter verkürzt.

Ergebnis:

Durch die oben beschriebenen Maßnahmen ist es bisher möglich Grenzschichtströmungen bis zu einer Anströmgeschwindigkeit von 25 m/s zu kontrollieren. Abbildung 1 zeigt den zeitlichen Verlauf der Amplitude der TS-Welle mit und ohne Aktuatorbetrieb. Dämpfungsraten von über 50% werden dabei realisiert.

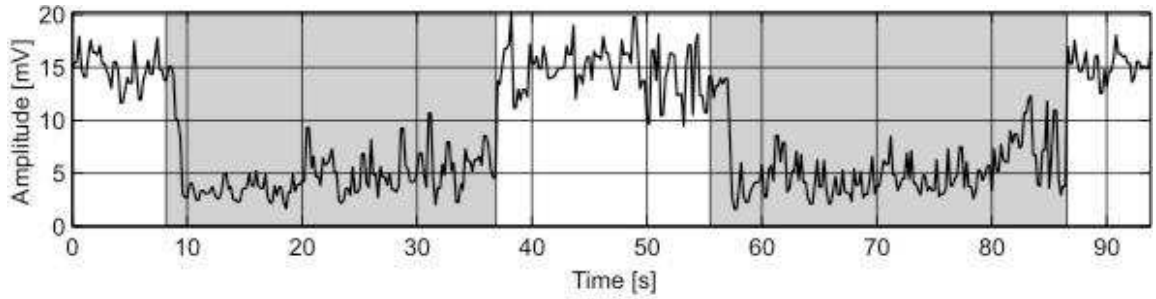


Abbildung 1: Zeitlicher Verlauf der Amplitude der ungedämpften TS-Welle (weiße Bereiche) und bei Aktuatorbetrieb (graue Bereiche) 70 mm stromab des Aktuators bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 25 m/s.

Literatur:

[1] Grundmann, S., „Transition Control using Dielectric Barrier Discharge Actuators“, Dissertation, Technische Universität Darmstadt, 2008

[2] Sperotto de Quadros, R., “Numerical Optimization of Boundary-Layer Control using Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators”, Dissertation, Technische Universität Darmstadt, 2008

[3] Kriegseis, J., Dehler, T., Grundmann, S., Tropea, C., “Flowfield-Characteristics generated by DBD Plasma Actuators”, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, to be published 2009

[4] Duchmann, A., Reeh, A., Kriegseis, J., Tropea, C., “Linear Stability Analysis for Manipulated Boundary-Layer Flows using Plasma Actuators”, Seventh IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Stockholm, Sweden, June 23-26, 2009

Weiteres Vorgehen:

Der Ansatz mathematische Optimierungsmethoden als Regler für die aktive Wellendämpfung einzusetzen soll weiter vertieft werden. Eine weitere Geschwindigkeitserhöhung ist notwendig, um der Anwendung in Freiflugversuchen näher zu kommen. Schließlich soll von der künstlichen Anregung der TS-Wellen abgesehen und ankommende Störungen in der Grenzschicht direkt sensorisch erfasst und ausgewertet werden.

Datum: 8.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Saqib Mahmood

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

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

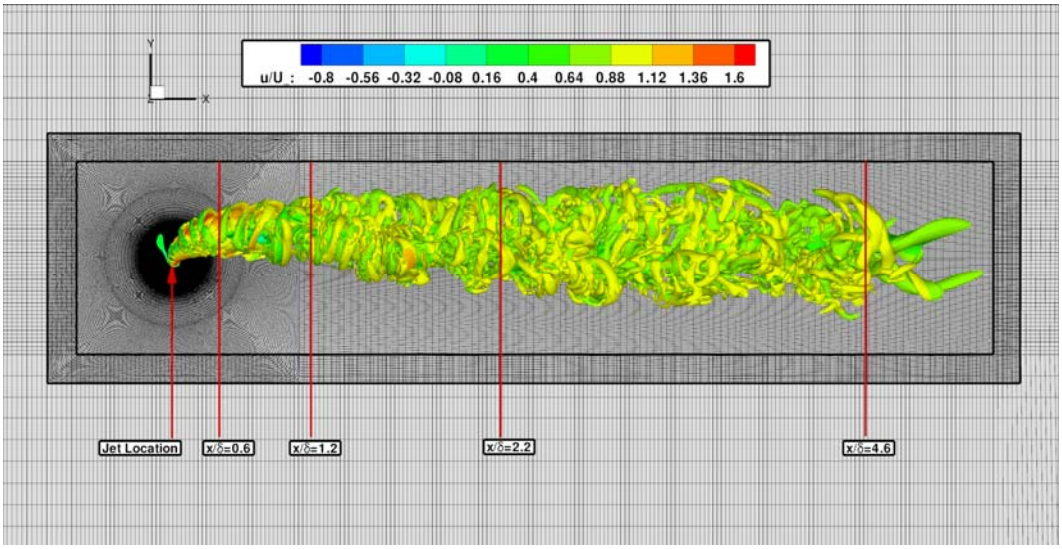
Thema: Computational Investigation of Active Flow Control Device Using Detached Eddy Simulation

Ausgangssituation: In this project the jet actuators will be numerically investigated. Such type of Active Flow Control (AFC) device delays separation over a wing by generating a longitudinal vortex in the boundary layer by using transversely blowing out compressed air. This leads to an increase of momentum near to the surface. Previous experiments 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 and Detached Eddy Simulation (DES). In order to optimize the geometry and the control of the jet actuators, an efficient numerical approach is 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 jet 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 1.3x1.3x 6.0 [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 7.67x10^6 for a free-stream velocity U=25 [m/s] and velocity ratio of 2.5. The numerical investigations have been compared with a test case of U=25[m/s].
The overlapping grids were constructed with an approach of global and local 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 strategies 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 m 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.

Ergebnis: Recently the Improved Delayed Detached-Eddy Simulation (IDDES) model based on Spalart Allmaras and Menter Shear Stress k-w (SST) are implemented in DLR-TAU Code. IDDES results of AFC over the flat plate are compared with the RANS simulations computed earlier. It has been observed from the IDDES results that finer grid resolution is required to capture the strong turbulent mixing downstream of the jet actuator. Using the Chimera grid approach the local grid is refined in the vicinity of the jet actuator so as to capture the swirling strength of the vortex. The following figure shows the refined grid and unsteady vortex behavior downstream of the jet actuator. The result shows the iso-surface of normalized streamwise velocity using Q-criterion.



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.

Shur, Mikhail L.; Spalart, Philippe R;. Strelets ,Mikhail Kh.; Travin, Andrey K.: A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities, International Journal of Heat and Fluid Flow 29 (2008) 1638–1649

.

Weiteres Vorgehen: In future the RANS/DES simulations will be carried out on an airfoil using the Chimera grid approach over a flat plate. In addition, to prevent separation on an airfoil a single jet 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: Aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl. Physiker Motuz, Vasyl

Institution: Brandenburgische Technische Universität Cottbus

Adresse: Siemens-Halske-Ring 15 **Telefon: 0355 69 2733**
D-03046 Cottbus **Telefax: 0355 69 4545**
e-mail: vasyl.motuz@tu-cottbus.de

weitere Partner: Zanoun, E.-S., Jehring, L., Egbers, Ch., Kornilov, V.

Thema: Mikro-Ausblasung zur Widerstandsreduzierung turbulenter Strömungen

Ausgangssituation:
Der Anteil des Reibungswiderstands bei modernen Verkehrsflugzeugen beträgt nach wie vor ca. 50% des Gesamtwiderstandes. Eine Reduktion dieses Widerstandes würde zu einem deutlich geringeren Gesamtwiderstand führen, was wiederum zu einer Verringerung des Kraftstoffverbrauches und damit zu einer erheblichen Kostenreduktion und Nutzlasterhöhung führen würde.

Ziel:
Eine Widerstandsreduzierung turbulenter Strömungen durch Einsatz aktiver Strömungsbeeinflussungsmethoden.

Lösungsweg:
Eine poröse Wand, die für das Fluid durchlässig ist, ermöglicht es, die bei einer Umströmung sich ausbildene Grenzschicht durch kontinuierliches Absaugen bzw. Ausblasen zu beeinflussen. Beim Absaugen wird das energieschwache Fluid aus der Grenzschicht entfernt, wodurch eventuell die vorzeitige Ablösung vermieden werden kann. Andererseits senkt eine Beeinflussung mittels der Energetisierung der Grenzschichtströmung durch Ausblasen von energiereichem Fluid den Geschwindigkeitsgradienten und damit wird die Wandschubspannung bzw. die Reibungswiderstand reduziert.
Eine Mikro-Ausblasung in die turbulente Grenzschicht vermindert die Bildung von Ablöse-Blasen, unterdrückt die entstehenden wandnahe Wirbel und modifiziert die wandnahen Vorgänge.

STAB

Ergebnis:

Die ersten von uns durchgeführten Experimente mit Einblasung von Luft in eine turbulente Grenzschicht haben gezeigt, dass man durch den Einsatz der Mikroausblasungstechnik eine Reduzierung des Reibungswiderstands sogar in einem relativ niedrigen Bereich der Reynoldszahl (Re_X<9.8E+5) von bis zu 59 % im Vergleich zur undurchlässigen Wand erreichen kann. Die im Laufe des Experiments erzielte Reduzierung des Reibungswiderstands stimmt sehr gut mit den Ergebnissen überein, die früher in NASA Glenn Research Center erhalten wurden (Hwang 2004).

Mittels der Laser-Doppler-Anemometrie wurde das Geschwindigkeitsprofil ermittelt und daraus wurde der Reibungswiderstand bestimmt. Für die Reynoldszahl $\mathrm{Re}_x = 9.77 \times 10^5$ wurde eine Reduzierung des Reibungswiderstands in Höhe von 59.5 % erreicht.

$$\frac{c_{f_o} - c_{f_m}}{c_{f_o}} \Rightarrow 59.5\%$$

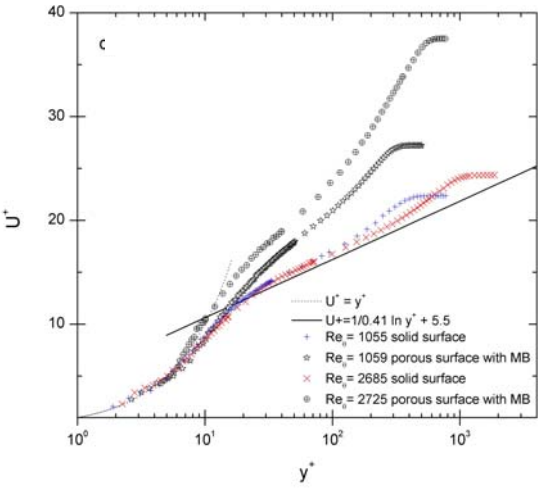


Abb.1. Vergleich der Geschwindigkeits-profile mit dem logarithmischen Wand-gesetz an der glatten Oberfläche und an der porösen Oberfläche mit Mikro-Ausblasung

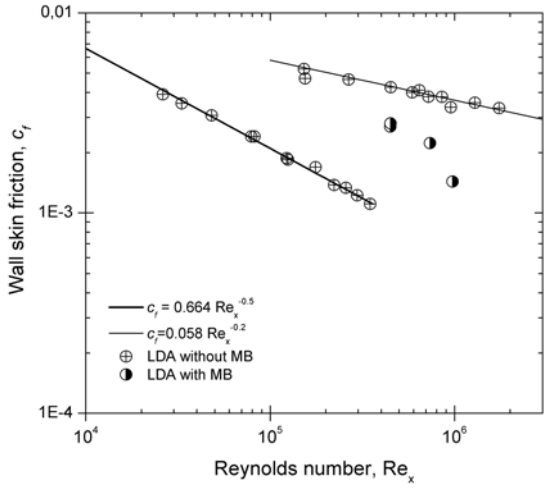


Abb. 2. Wandreibungsbeiwert entlang einer ebenen Platte ohne und mit Mikro-Ausblasung im Vergleich zu den durch Berechnung erhaltenen Ergebnissen (Literaturwerte) für laminare und turbulente Strömung

Literatur:

Hwang, D., "Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction". Progress in Aerospace Sciences 40 (2004) 559-575.

Motuz, V., Zanoun, E.-S., Jehring, L., Egbers, Ch. Mikro-Ausblasung zur Widerstands-reduzierung und zur Relaminarisierung von turbulenten Grenzschichten. 17. Fachtagung "Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik", 2009.

weiteres Vorgehen:

Zu untersuchen sind weiterhin eine
- partielle Belegung von Wänden mit porösen Segmenten und
- die Verwendung anderer Gase beim Ausblasen,
- die Entwicklung eines verbesserten Ausblaseverfahrens mit minimalem Energieeinsatz.

Datum: 09. Oktober 2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Vadim V. Pavlov[1,2], Ulrich Rist[1], Ursula Siebert[2]

Institution: [1]Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
[2]Forschungs- und Technologiezentrum Westküste (FTZ) der CAU Kiel

Adresse: [1]Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart **Telefon:**
[2]Hafentörn 1, 25761 Büsum **Telefax:**
e-mail :

weitere Partner:
Nitsche/Peltzer TU Berlin, King TU Berlin, Woias Uni Freiburg

Thema: Learning from the dolphin skin – Analysis of the relation between skin morphology and local flow conditions for a fast-swimming dolphin

Ausgangssituation:
The so-called "Gray's paradox" [1] is a long standing myth which states that the compliant dolphin skin keeps the flow laminar such that these animals can swim at surprisingly large speeds. This argument has already motivated a lot of research activities in the past, such that the possible delay of laminar-turbulent transition by compliant walls is indeed a proven fact now [2]. More recent morphological studies on dolphin fins performed by Pavlov [3] have identified dermal ridges inside the epidermis whose properties change with local flow conditions. This led to the assumption that the according skin anisotropy might be related to drag reduction issues, and if so, that such structures should also be present on the entire dolphin body.

Ziel:
The present project is dedicated to a detailed study of the skin morphology of a fast swimming dolphin and to a possible relation of its findings with local flow conditions. New insight into possible drag-reducing skin properties may be obtained which would be useful for a better understanding of the dolphin skin and which could be transformed into engineering applications by the project partners in the DFG SPP 1207 "Strömungsbeeinflussung in der Natur und Technik".

Lösungsweg:
If the inner skin structure of the dolphin had a beneficial influence on its velocity, according features should be most pronounced in fast-swimming species. Therefore, the present research deals with the common dolphin *delphinus delphis* who lives in the Atlantic Ocean. A highly detailed CAD model was constructed from Laser scans of a model obtained in the Deutsches Meeresmuseum in Stralsund and from photographs and measurements taken from stranded dolphins. Using the flow solver provided within the SolidWorks CAD package CFD solutions for steady flow at four different burst speeds have been obtained and compared. Characteristic flow regions with respect to streamwise pressure gradient and boundary layer state (laminar, turbulent or transitional) shall be identified based on the CFD results, and the skin properties in these areas shall be investigated in a detailed histological analysis based on CT scans and sectioning of skin samples. The findings of these studies will then be compared to theoretical studies of the properties of anisotropic compliant walls to delay laminar-turbulent transition in boundary layers with non-zero streamwise pressure gradients.

STAB

Ergebnis:
Figure 1 depicts the computed skin friction on the dolphin body for four different speeds. The lowest speed is in the top row and the highest in the lowest row. There is a remarkably clear laminar-turbulent transition line on the dorsal part of the dolphin's body and protuberances like the eye and the blow hole produce plausible turbulent wedges. For increasing flow speed the position of laminar-turbulent transition on the body travels upstream. At present the fin flow is not yet resolved well-enough to be useful. As the flow solver used is of low order and the implemented transition model is not documented, we are presently working on higher-order computations using the Fluent® software package with the intent to check these first results and to obtain the position of laminar-turbulent transition on the dorsal fin as well.

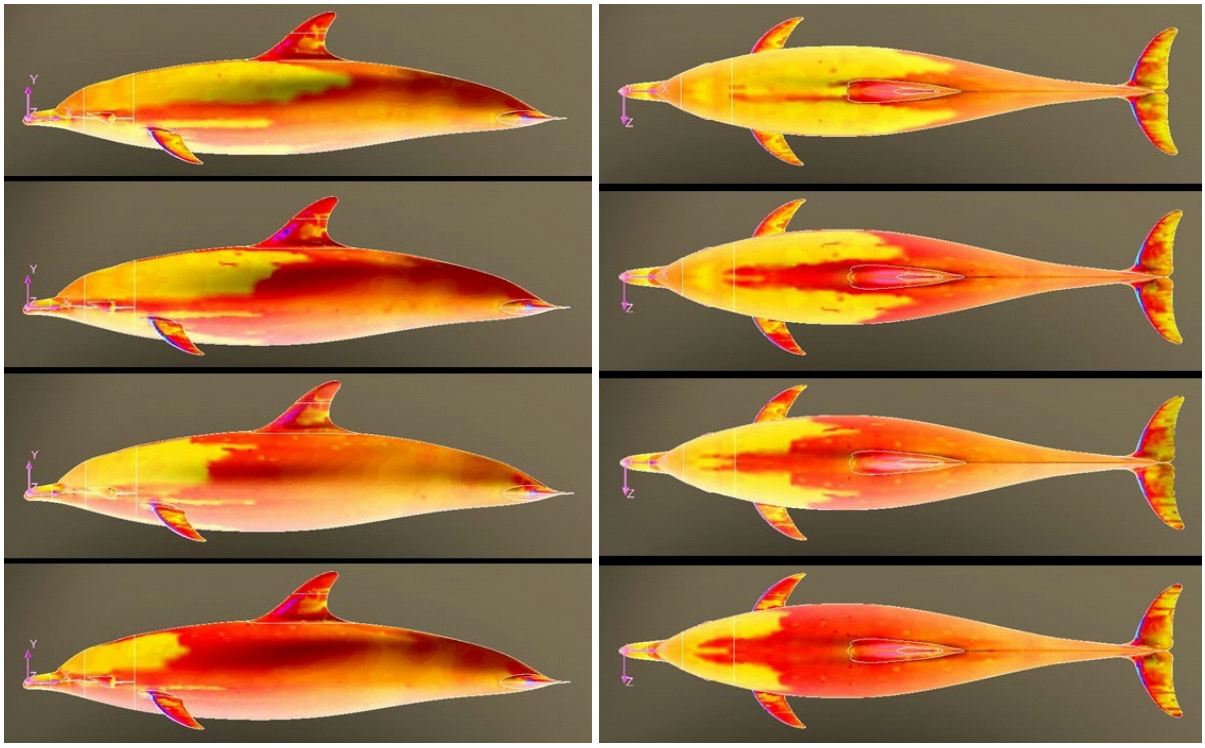


Fig. 1: Side and top views on computed skin friction contours for different speeds (lowest in the top row, highest in the lowest row). Areas of high skin friction are red (dark).

Literatur:

[1] J. Gray: "Studies in Animal Locomotion VI. The Propulsive Powers of the Dolphin", J. Exp. Biol. 13 (1936): 192-199

[2] P.W. Carpenter, C. Davies and A.D. Lucey: "Hydrodynamics and compliant walls: Does the dolphin have a secret?" Curr. Sci. 79 (2000): 758–65

[3] V.V. Pavlov: "Dolphin skin as a natural anisotropic compliant wall", Bioinspiration and Biomimetics 1 (2006): 31-40. doi:10.1088/1748-3182/1/2/001

[4] M. Zengl, U. Rist: "Linear stability investigations of flow over yawed anisotropic compliant walls", in: P. Schlatter, D.S. Henningson (Eds.): "Seventh IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Proc. IUTAM-Symp. Stockholm, Sweden", 2009

weiteres Vorgehen:
Verification of the computed flow field with a higher-order CFD solver, e.g. Fluent or Tau. Selection of skin samples along streamlines along the body and the dorsal fin. Classification and quantification of skin morphology within samples. Comparison of these findings with pressure gradient, boundary layer state and skin friction along the streamlines. Comparison with linear stability theory for laminar boundary layers with anisotropic wall model [4]. Wind tunnel experiments with anisotropic actuator arrangements within DFG SPP-1207. Measurements of flow and surface signals on living dolphins.

Datum: 12.12.2009 **STAB**

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

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

Institut: Institut f. Aero- & Gasdynamik (**IAG**)
Adresse: Pfaffenwaldering 21 **Telefon:** 0711-685-63432
70569 Stuttgart, Germany **Telefax:** 0711-685-53432
Email: rist@iag.uni-stuttgart.de
rashad@iag.uni-stuttgart.de

Weitere Partner: Airbus Deutschland GmbH

Thema: Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation of Modified Jet and Vortex Actuators (JaVA)

Ausgangssituation:

Flow control is an important issue in fluid dynamics research, and several techniques have been developed to control and manipulate boundary-layer flows. Actuator flow control can be of two kinds: passive and active. In passive flow control external input of energy is not needed, but in active flow control external input energy is required. The objectives of this paper are to study the physics of the actuator-induced flow in still air and to develop computational simulations of the actuator-generated flows.

This type of actuator was first studied experimentally by Lachowicz *et al.* [1] and called a *„Jet and Vortex Actuator"* (JaVA). The actuator under consideration is a modification of the original JaVA, which consists of a cavity and a plate placed at the top of the cavity such that it forms a narrow and a wide gap when viewed from the top. This plate oscillates vertically as a rigid body and acts as an actuation surface. In our modification we fixed this plate and a vertical plate is placed under the first plate oscillating in the horizontal direction and acting as an actuation surface. In this modified JaVA the flow is forced through the narrow and wide gaps. In this case, the main flow is from the narrow gap instead of the wide gap in contrast to the original JaVA. Despite this modification we can produce different net flows like the original JaVA, e.g., vertical jets, wall jets, or a vortex flow, depending on the frequency and the scaled amplitude of the imposed oscillation.

Ziel:

In the present work different governing parameters which influence the flow regimes are studied in detail, namely, the effect of plate height, narrow and wide gap widths, and plate position along with frequency and scaled amplitude.

Lösungsweg:

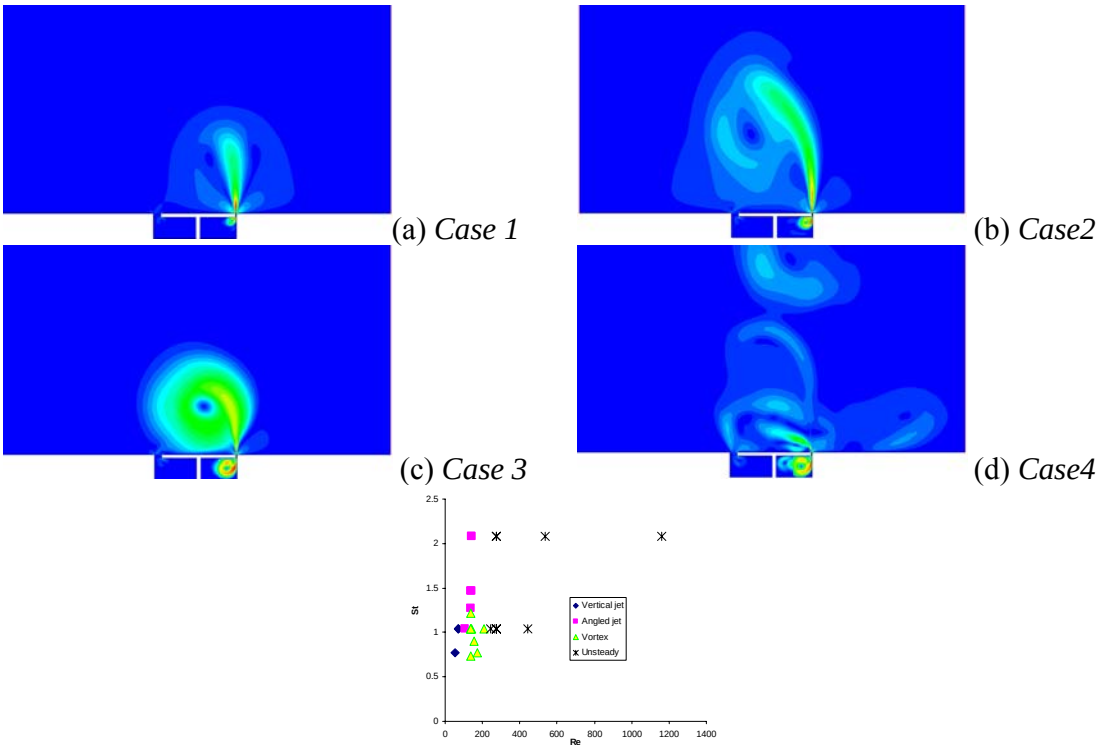
The commercial software GAMBIT/FLUENT is used for geometry and grid generation and for the flow calculation and visualization. A dynamic mesh module of this software is used. The motion of the plate is prescribed by the following set of equations

$$\omega = 2\pi f$$
$$x\,(t) = a\ sin\ (\omega t)$$
$$\dot{x}(t) = v\,(t) = a\ \omega\ cos\ (\omega t)$$

Ergebnis:

Different cases are studied in which we fixed the frequency and changed the scaled amplitude. At low scaled amplitude we get a vertical jet (Case-1 in the figure). As we

increase the frequency this vertical jet converts to an angled jet (Case-2). If we further increase the scaled amplitude this angled jet converts into a stable vortex (Case-3). At very high scaled amplitude the vortex disappears and we get an unsteady Karman-vortex-street-like flow. Interestingly, this unsteady flow turns into a steady vortex again if we move the horizontal plate inside the cavity. Different combinations of frequency and scaled amplitude are obtained by varying the cavity depth (plate height), the narrow, and the wide gap widths. The last sub-figure shows the plot of gap Reynolds number versus Stokes number for the different flow regimes obtained at these parameters. At low Reynolds number and low Stokes number there is a vertical jet but if we increase Reynolds number for constant Stokes number we get into the vortex mode. If we increase the Reynolds number to very high values the unsteady flow regime is reached for constant Stokes number. If we fix the Reynolds number around 150 and increase the Stokes number we first get a vortex and then, at higher Stokes number, an angled jet. For some cases 3-D simulations are also performed.



Plot of Reynolds No: Vs Stokes No:

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

2. Joslin, R.D., Lachowicz, J. T., and Yao, C., "DNS of Flow Induced by a Multi-Flow," ASME paper Number FEDSM98-5302, ASME Fluid Engineering Meeting, 1998.

Weiters Vorgehen: In future, simulations will be performed with cross-flow in order to check the performance of the actuator in a boundary layer.

Datum: October 2009

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Stephan Sattler

Institution: Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3 **Telefon: 05313912987**
38106 Braunschweig **Telefax: 05313915952**
e-mail :s.sattler@tu-bs.de

weitere Partner:

Thema: Model-Reduktion zur aktiven Strömungsregelung an einem Profil mit Zirkulationskontrolle

Ausgangssituation: Bei Profilen mit Zirkulationskontrolle stellt die aufzubringende Ausblaseleistung bei vielen Anwendungen noch eine Herausforderung dar. Außerdem können statische Systeme nicht auf Änderungen im Betrieb reagieren. Ein möglicher Ansatz die benötigte Leistung zu reduzieren und den Betriebsbereich zu erweitern ist die Regelung der Aktuatorik. Methoden dazu werden momentan vielfach an einfachen Geometrien wie Kreiszylindern oder Stufen untersucht. Auch erste Anwendungen zur Ablösekontrolle von Tragflügelprofilen sind vorhanden. Um geeignete Regler entwickeln zu können, ist ein mathematisches Modell der Strömung notwendig, das mit möglichst wenigen Parametern die Physik beschreibt.

Ziel: Für ein gegebenes Profil mit Zirkulationskontrolle, an dem am ISM bereits umfangreiche numerische und experimentelle Untersuchungen mit aktiver Strömungsbeeinflussung durchgeführt worden sind [1], soll eine Strömungsregelung aufgebaut werden. Als Stellgröße dient dabei der Ausblasestrahl, der in Amplitude oder Frequenz variiert werden kann. Ziele der Regelung sind die Optimierung des Auftriebsbeiwertes bei möglichst geringem Ausblasekoeffizienten und das Ausregeln von Störungen, wie z.B. Böen.

Lösungsweg: Eine in der Strömungsmechanik vielfach genutzte Methode zur Bestimmung von Modellen reduzierter Ordnung ist die Proper Orthogonal Decomposition (POD) in Verbindung mit einer Galerkin-Projektion [2]. Dabei werden aus zeitaufgelösten Datensätzen (Snapshots) der zu modellierenden Strömung, die energiereichsten Strukturen in Form orthonormaler Raum-Moden extrahiert. Das Verhalten des Strömungsfeldes kann dann in Form eines Systems gewöhnlicher Differentialgleichungen mit sehr wenigen Freiheitsgraden abgebildet und in modifizierter Form für die Erstellung von Reglern genutzt werden. Während in der Numerik der Strömungszustand zu jeder Zeit bekannt ist, kann in der Realität nur auf lokal begrenzte Messungen wie z.B. Druckmessungen am Flügel zurückgegriffen werden. Um hier den Regelkreis schließen zu können, müssen Korrelationen zwischen den Messgrößen und dem Strömungsfeld vorher bestimmt werden. Momentan wird dazu ein neuronales Netz [3] genutzt.

Ergebnis: Es wurden zeitaufgelöste URANS-Rechnungen der zu regelnden Strömung im abgelösten Zustand durchgeführt, um die für die POD benötigten Snapshots zu generieren. Auf Basis dieser Snapshots wurde mit der POD eine Basis berechnet, die für eine Galerkin-Projektion der Navier-Stokes-Gleichungen geeignet war. Nach der Projektion stand ein vereinfachtes Modell der Strömung in Form eines nichtlinearen Systems gewöhnlicher Differentialgleichungen zur Verfügung.

STAB

Eine Integration des Systems zeigte, dass mit wenigen Freiheitsgraden das zugrunde liegende Strömungsfeld nicht nur wiedergegeben werden konnnte, vielmehr konnte das System auch über den Bereich hinaus integriert werden, so dass das Modell eine Vorhersagekapazität aufweist. Das neuronale Netz wurde so trainiert, dass nur aus Druckmessstellen auf der Klappe das Geschwindigkeitsfeld vorhergesagt werden konnte. Abbildung 1 oben zeigt den in der vollen CFD-Simulation berechneten und vom reduzierten Modell vorhergesagten Verlauf eines Zeitkoeffizienten der POD. Der untere Teil von Abbildung 1 zeigt den von der CFD-Simulation berechneten und vom neuronalen Netz vorhergesagten Auftriebsbeiwert des Profils. Für das Netz wurden dabei die ersten 250 Zeitschritte als Trainingsdatensatz genutzt.

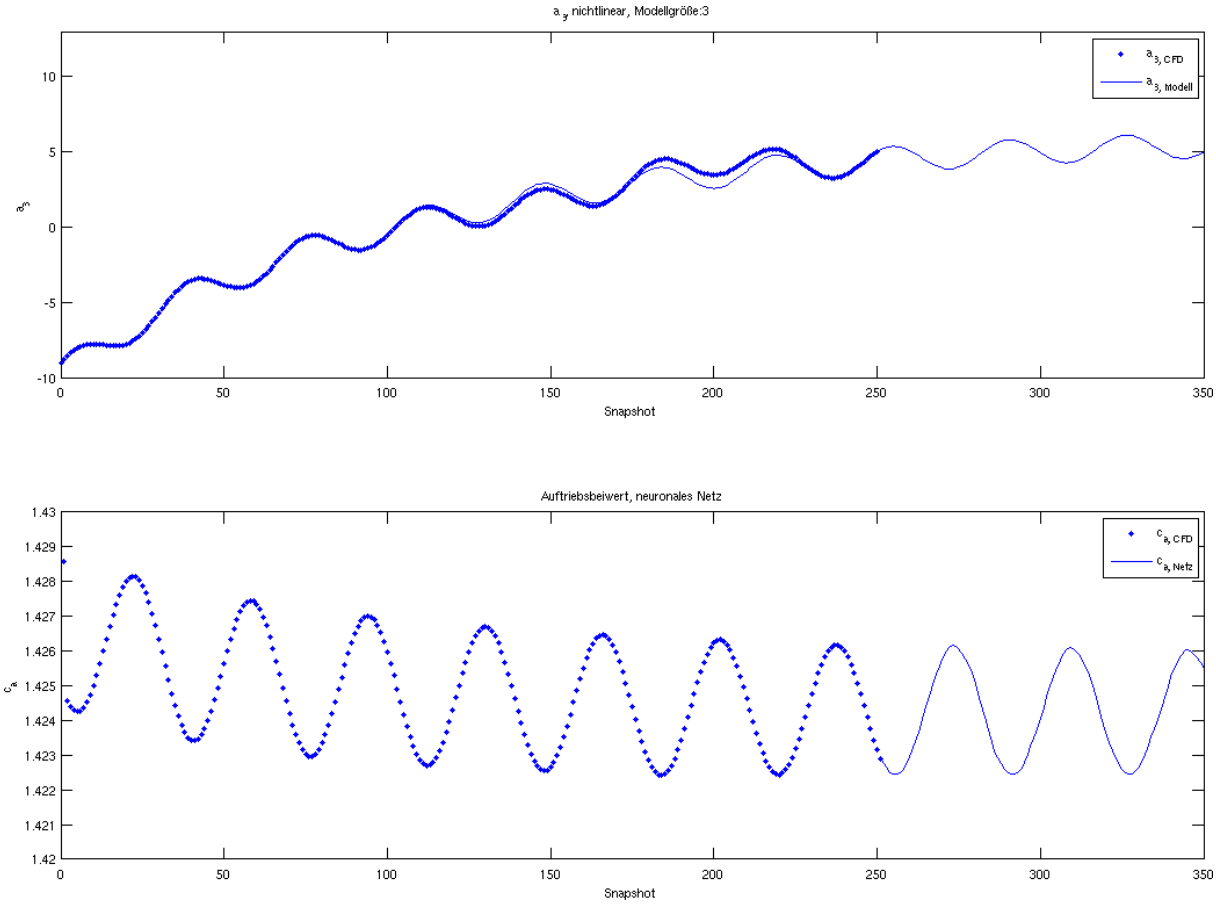


Abbildung 1: a_3 und c_a, CFD und reduziertes Modell

Literatur:

[1] K.C. Pfingsten, R.Radespiel
Experimental and numerical investigations of a circulation control airfoil
AIAA 2009-533, 47th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, 2009

[2] P. Holmes, J.L. Lumley, G. Berkooz
Turbulence, Coherent Structures, Dynamical Systems and Symmetry
Cambridge University Press, Cambridge, 1988

[3] K. Cohen, S. Siegel, T. McLaughlin, E. Gillies
Feedback Control of a Cylinder Wake Low-Dimensional Model
AIAA Journal, Vol.41, No. 8, August 2003

weiteres Vorgehen: Zunächst soll die Anzahl der Basislösungen erhöht werden, um das Modell um zusätzliche Strömungszustände zu erweitern. Der nächste Schritt ist die Separierung der Aktuierung im Modell, um einen Parameter zu erhalten, der durch die Regelung beeinflusst werden kann. Nach diesem Schritt ist dann die Erstellung zunächst einfacher Regler und die Untersuchung dieser Regler das Ziel.

Datum: 02.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: **Geza Schrauf**

Institution: **Airbus**

Adresse: **Airbus Allee 1** **Telefon: 0421-538 3232**
28209 Bremen **E-Mail: geza.schrauf@airbus.com**

Weitere Partner:

Thema: **F100 NLF flight tests revisited:**
what can we learn on the influence of steps on transition?

Ausgangssituation:

For the design of the X21 HLFC research aircraft, Nenni&Gluyas published 1966 the well known criteria for transition at a forward and at a backward facing step:

Forward facing step: $$Re_h = \frac{U_\infty h}{\nu} < 1800$$

Backward facing step: $$Re_h = \frac{U_\infty h}{\nu} < 900$$

These criteria are often used as guideline for allowable step heights on laminar surfaces.

Within the European ELFIN program (1989-1992) a Fokker F100 aircraft was equipped with a natural laminar flow glove. The flight tests with this glove took place in spring 1992 at the end of the project. Fortunately, additioal flight tests in June 1992 were made possible by the short follow-on project LARA. In two flights, foils were attached on the glove surface to simulate forward facing steps.

Ziel:

Two flights were carried out in June 1992 with foils generating forward facing steps of 0.065mm and 0.17mm height. Unfortunately, only a “quick-look” analysis on the basis of the infrared transition images was carried out at that time, boundary layer and stability calculation were not performed.

STAB

Lösungsweg:

In this work, we reconsider these two flights from June 1992 and compare the visual impression from the infrared transition images with boundary layer and stability calculations in order to validate the above criteria.

Ergebnis:

Due to the chosen heights and locations of the forward facing steps, the Re_h-values obtained in our analysis were well below 1800, so that the results are consitent with with the criterion of Nenni&Gluyas.

Literatur:

J. P. Nenni, G. L. Gluyas
"Aerodynamic Design and Analysis of an LFC Surface".
Astronautics and Aeronautics, July 1966, pp 52 - 57.

C.-H. Rohard, K.H. Horstmann:
"Evaluation of Infra-Red Pictures with respect to the Influence of Surface Roughness on Transition on Fokker F100 Laminar Wing Glove".
LARA Technical Report; 26.12.1994.

Weiteres Vorgehen:

Re-analyze the even older experiments with the ATTAS NLF glove.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow control/Turbulent

Ansprechpartner: Vamshi Togiti, Vlad Ciobaca

Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3614
Telefax: (0531) 295-2320
e-mail: vamshi.togiti@dlr.de
vlad.ciobaca@dlr.de

Topic:

Numerical Investigation of Active Flow Control

Introduction:

In the aeronautical industry, from a fluid dynamics perspective, flow separation is an undesirable flow phenomenon, which in most cases leads to decreased lift and increased aerodynamic drag. To improve aircraft performance, the separation has to be delayed or avoided. This is done by controlling the flow either actively or passively which brings higher momentum fluid very close to wall. In passive flow control, the flow field is modified through stationary devices such as vortex generators. Passive flow control devices can increase the drag when flow does not separate. Due to this drawback, active flow control technique has become prominent over the past decades, in which time-dependent or constant disturbances are introduced into the flow field by actuator devices. In active flow control, the intent is to apply the control device when needed, thus it does not affect performance when it is not applied.
In the past, most of the experimental studies were pertaining to shape, orientation and direction of the actuator which would increase mixing in the boundary layer and enhance momentum in the vicinity of the wall but not much about the fundamental mechanism. For investigating active flow control mechanism, numerical simulations are useful. As the flow interaction is complex, numerical predictions often depend upon the turbulence model employed.
Therefore, the present investigation deals with evaluating the predictive capabilities of different Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) models such as the one-equation Spalart-Allmaras (SA), two-equation Menter SST and the differential Reynolds stress model (RSM) for active flow control.

Objectives:

The main objective of the present work is to apply SA, SST and RSM turbulence models to a flat plate with a continuously blowing actuator to evaluate their performance. In detail, the goal is to find out the best suited RANS turbulence model for the active flow control and apply it to study the influence of actuator geometry, orientation of actuator, ratio of free stream velocity to jet-velocity and the free stream Reynolds number.

Test case and numerical methodology:

The configuration investigated is based on the experimental work performed at the TU Braunschweig [1]. In the experiment, a flat plate with zero pressure gradient and with a single actuator located at distance $L = 53\,\delta_l$ behind the leading edge is studied, where δ_l is the

experimental boundary layer thickness at the actuator position. The resulting Reynolds numbers based on the length L and the free-stream velocity U are 7.76×10^6 and 15.52×10^6, and the ratio of jet velocity U_{jet} to free-stream velocity are $U/U_{jet} = 2.5$ and 5 . The experiments are performed for different actuator geometries such as circular hole and slot at various skew and pitch angles.
In this study the TAU Code is used, which is the compressible flow solver developed at DLR and is based on an unstructured finite volume scheme [2]. In the current investigation viscous fluxes are discretized using central differences. Inviscid fluxes are calculated by a central method with matrix dissipation and steady computations are performed using a semi-implicit lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) method.

Results:

Predictions delivered by different RANS models follow the trend observed in the experiment. With the SA and SST turbulence models the strength of the vortex downstream of the injector is not predicted well. For the sake of brevity, contours of wall-normal velocity delivered by different turbulence models downstream of the injector are depicted in the Fig. 1 and compared with measurements. In the experiments local peak values are apparently very close to the wall, representing an anti-clockwise rotating vortex. The predictions show that the contours produced by the SA model and the SST model do not show such peak values as in the experiment, implying that the predicted vortex is not as strong as in the experiment, whereas with the RSM model the contour levels are in good agreement with the measurements.

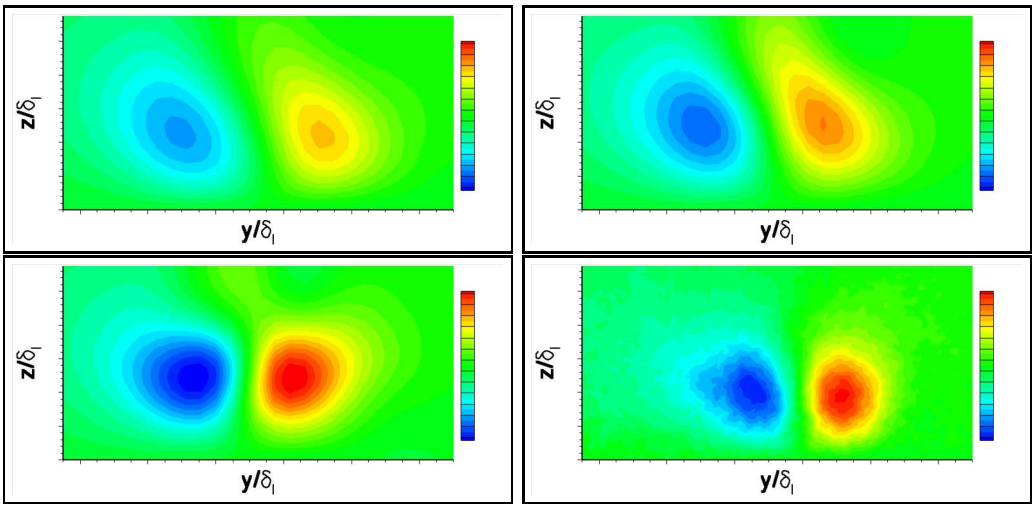


Figure 1: Contours of wall-normal velocity at $x/\delta_l = 2.2$ downstream of the injector; Left-top: SA, right-top: SST, left-bottom: RSM and right-bottom: experiment

Acknowledgment:

The current work is carried out as a part of the German national research program Lufo IV, Airbus has initiated investigations on the numerical simulations of flow control mechanisms within the project *Aeronext*, aerodynamic design for the next aircraft generation. The authors greatly acknowledge the financial support by Airbus towards the above research.

References:

[1] Ortmanns, J. (2008). Aktive Grenzschichtbeeinflussung mittels pneumatischer Wirbelgeneratoren bei großen Reynoldszahlen. *PhD Thesis*, Technical University, Braunschweig.

[2] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R. (2006). The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry. *Europen Conf. on CFD*, ECCOMAS CFD 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition, Laminarhaltung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Michael Weismüller, Prof. Dr.-Ing. Cameron Tropea

Institution: TU Darmstadt
Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik

Adresse: Flughafenstr. 19
64347 Griesheim

Telefon: 06151-16-6223
e-mail: m.weismueller@aero.tu-darmstadt.de

weitere Partner:

Thema:
Freiflugexperimente zum Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf Laminarprofile

Ausgangssituation:
Ende der 1990er Jahr wurde bei manchen modernen Segelflugzeugen mit Laminarprofil beim Einflug in atmosphärische Turbulenz, z.B. in der Thermik, ein Verlust an Flugleistung beobachtet. Dieser Effekt verstärkt sich bei den betroffenen Mustern zum Nachmittag hin, während andere vergleichbare Flugzeugmuster scheinbar nicht betroffen sind. Aufgrund der im Tagesgang zunehmenden Turbulenzintensität in der konvektiven Schicht der Atmosphäre liegt der Verdacht nahe, dass Turbulenz der Auslöser dieses Problems ist.

Ziel:
Im Rahmen dieses Projektes wird mit Hilfe von Freiflugversuchen der Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf Laminarprofile untersucht. Da sich in der konvektiven Schicht der Atmosphäre turbulente Skalen mit Längenmaßen im Bereich von hunderten Metern bis in den Milimeterbereich überlagen, können beim Durchflug verschiedene Wirkmechanismen bzw. Kombination daraus zum tragen kommen. Grundsätzlich kann es sich sowohl um ein Auftriebs- als auch um ein Widerstandsproblem handeln. Folgende Thesen sind zu überprüfen.

1. Makroskopische Skalen der atmosphärischen Turbulenz führen zu Anstellwinkelschwankungen. In Abhängigkeit der reduzierten Frequenz können die Anstellwinkelschwankungen entweder quasistationär oder müssen instationär betrachtet werden. Es handelt sich also hauptsächlich um ein Auftriebsproblem, im Bereich hoher Auftriebsbeiwerte kann es zusätzlich zu einer starken Widerstandszunahme kommen.
2. Mikroturbulenz dringt als Störung in die Grenzschicht ein und führt über die Anregung instabiler Frequenzen zu vorzeitigem laminar-turbulentem Umschlag und erhöhtem Widerstand. Es handelt sich also um ein Rezeptivitätsproblem.

Der dominierende Wirkmechnanismus soll identifiziert und genauer untersucht werden. Dabei ist zu klären, wie sich der atmosphärische Turbulenzgrad, Anstellwinkelschwankungen und verschiedene Profildruckverteilungen auswirken. Endgültiges Ziel ist die Entwicklung eines Design-Kriteriums für Laminarprofile, das zu Profilen führt, die auch in turbulenter Umgebung minimalen Leistungsverlust bei gleichzeitig guten Leistungen in ruhiger Umgebung ermöglichen.
Des Weiteren ist zu klären, ob das Problem übertragbar ist auf andere Flugzeugklassen, die Laminarprofile mit natürlicher Laminarhaltung verwenden, oder auf andere aerodynamische Anwendungen in turbulenten Umgebungsbedingungen, wie z.B. Windkraftanlagen.

Lösungsweg:
Zur Untersuchung des Einflusses atmosphärischer Turbulenz werden Freiflugversuche mit dem Forschungsflugzeug des Fachgebiets Strömungslehre und Aerodynamik (SLA), einem Motorsegler vom Typ *Grob G109b*, durchgeführt. Die G109b ist mit einen Handschuh mit Laminarprofil ausgerüstet. Sowohl die Anströmbedingungen als auch die Auswirkungen am Handschuh können mit hoher Zeitlicher Auflösung gemessen werden. Mit einer am Handschuh angebrachten Hitzdraht-Sonde (X-Draht) werden sowohl der Turbulenzgrad der Anströmung als auch der Anstellwinkel bestimmt.

STAB

Mit Hilfe von Wandmikrofonen werden TS-Wellen detektiert und die Transitionslage bestimmt. Die stationäre Druckverteilung am Profil wird mit Hilfe konventioneller Druckmesstechnik bestimmt, die instationären Änderungen der Druckverteilung werden durch im Handschuh integrierte Miniaturdrucksensoren aufgezeichnet. Grenzschichtprofile werden mit einer Hitzdrahtsonde und Traversiereinrichtung gemessen, der Widerstand durch einen Nachlaufrechen bestimmt.
Gemessese Anströmbedingungen werden in die theoretischen Modelle eingesetzt und die theoretischen und experiementellen Ergebnisse verglichen. Mit Hilfe von statistischen Auswertungen soll dann der dominierende Wirkmechanismus bestimmt und die Auswirkung verschiedener Größen wie dem Turbulenzgrad, der Druckverteilung usw. genauer quantifiziert werden.

Ergebnis:
Messungen beim Flug durch moderate Turbulenz in der konvektiven Atmosphäre zeigen stark erhöhte Turbulenzgrade im Vergleich zur stabilen Atmosphäre. Werden die Anstellwinkelschwankungen gefiltert, so fallen starke Schwankungen auf, die nicht mehr quasistationäre betrachtet werden können, s. Abb. 1. Die Anstellwinkelschwankungen sind so groß dass von einer konstanten Druckverteilung nicht mehr ausgegangen werden kann.

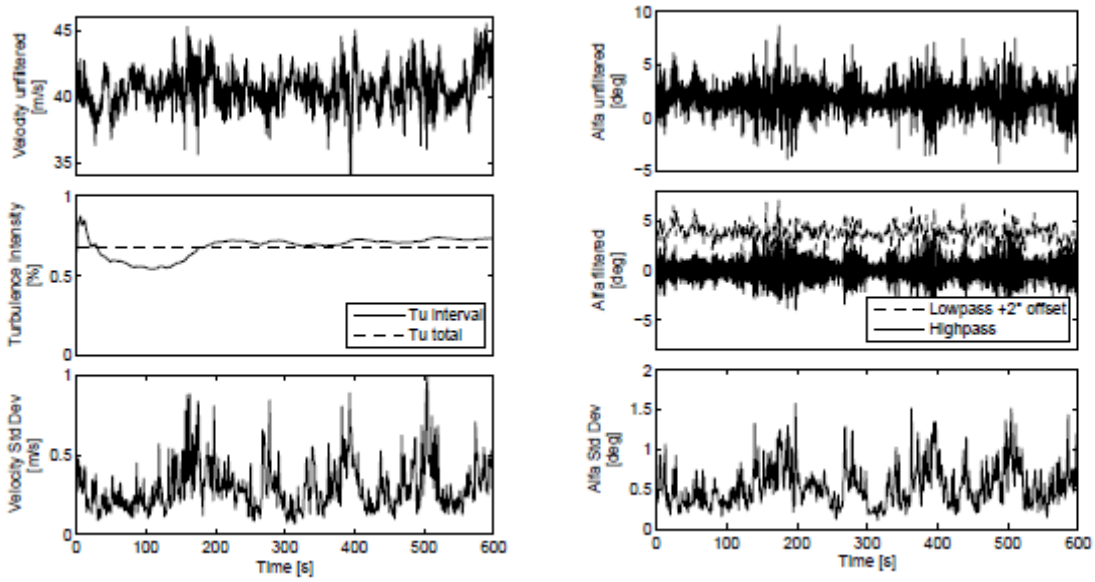


Abb. 1: Turbulenzgrad und Anstellwinkelschwankungen für den Flug durch moderate Turbulenz

Analytische Berechnungen des Auftriebsbeiwerts mit Hilfe der gemessenen Anströmbedingungen zeigen starke Abweichungen vom stationären Mittelwert und legen nahe, dass die makrokopischen Skalen der atmosphärischen Turbulenz einen dominierenden Einfluss haben.
Eine detailliertere Auswertung der aktuellen Messkampagne mit weiteren Ergebnissen wird bis zum Workshop vorliegen.

Literatur:
BERTOLOTTI, F.P.: *Effect of atmospheric turbulence on a laminar boundary-layer*. XXVI OSTIV Congress, Bayreuth, Germany, 6-13 August 1999
BOERMANS, L.M.M.: *Improvement of Sailplane Climb Performance by Airfoil Design.* XXIX OSTIV Congress, Lüsse, Germany, 2008
ZANIN, B.Y.: *Transition at Natural Conditions and Comparison with the Results of Wind Tunnel Studies.* Laminar-Turbulent Transition IUTAM Symposium, Novosibirsk, 1984, edited by V.V. KOZLOV, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 1985

weiteres Vorgehen:
Weitere Freiflugmessungen wie beschrieben und Auswertung der Ergebnisse. Anpassung der Messausrüstung mit Hilfe gewonnenen Ergebnisse zur detaillierteren Untersuchung des dominierenden Wirkmechanismusses.

Datum: 08.10.2009 **STAB**

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: Hochschule Esslingen
Benjamin Benz
Prof. Dr.-Ing. Stefan Rösler

Thema: Einsatz der Chimeratechnik an einem Lenkflugkörper

Ausgangssituation:

Im Rahmen der numerischen Strömungssimulation mit CFD-Verfahren ist eine effiziente Anpassung von Ruderstellungen bei Lenkflugkörpern eine wichtige Aufgabe für zukünftige Herausforderungen. Aufgaben, wie die Simulation von Flugmanövern oder das automatische Trimmen eines Flugkörpers während einer Simulationsrechnung erfordern den Einsatz neuer Methoden, wie der Chimeratechnik.

Ziel:

Das Ziel der Arbeit war es, die Chimeratechnik im industriellen Einsatz anzuwenden, sowie an einem typischen Beispiel zu erproben und zu validieren. Dabei müssen die für Lenkflugkörper typischen Anforderungen berücksichtigt werden und die praktische Einsetzbarkeit der Methode bewertet werden.

Lösungsweg:

Gegenüber konventionellen Verfahren, bei denen für jede Ruderstellung eine zumindest teilbasierte Neuvernetzung des Strömungsfeldes erforderlich wäre, ist mit der Chimeratechnik die Simulation ohne Neuvernetzung möglich. Dies ermöglicht eine automatisierte Steuerung z. B. der Ruderstellung eines Lenkflugkörpers während der Simulationsrechnung.

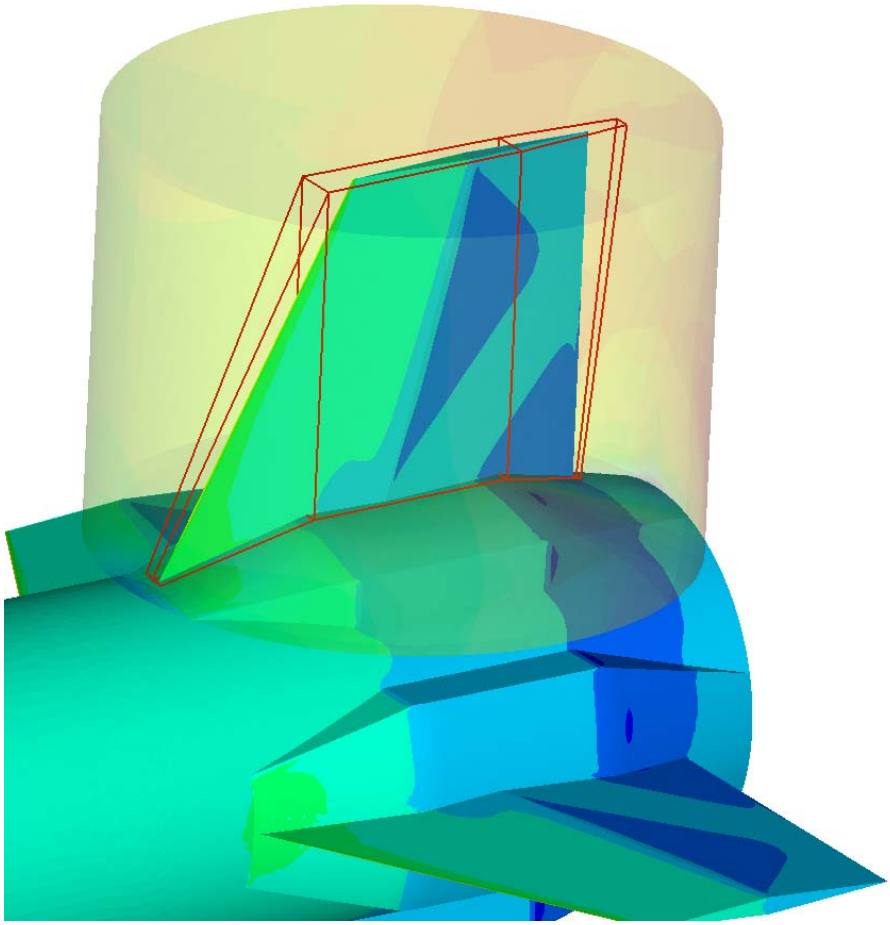
Für spezielle Anwendungen konnte die Funktionsfähigkeit und Lösungsqualität numerischer Rechnungen unter dem Einsatz der Chimeratechnik bereits nachgewiesen werden. Gegenüber den bekannten Anwendungen bestehen an Lenkflugkörpern jedoch zusätzliche Herausforderungen, wie geringe Spaltabstände zwischen Rudern und Rumpf, deren Einfluss auf die Stabilität und Qualität der Simulationsrechnungen noch nicht bekannt sind.

Datum: **STAB**

In der zugrunde liegenden Diplomarbeit sollte anhand eines Lenkflugkörpermodells die Chimeratechnik im CFD-Berechnungsprozess angewendet werden. Es war zu untersuchen, ob der Einsatz der Chimeratechnik in diesem Anwendungsgebiet sinnvolle Ergebnisse liefert, die mit Lösungen der konventionellen Methode vergleichbar sind und ob die angewandte Methode für den industriellen Einsatz geeignet ist.

Ergebnis:

Die Chimeratechnik wurde bei der Arbeit erfolgreich in der numerische Simulation mit dem Strömungslöser TAU angewandt. Die durchgeführten Berechnungen liefern gute Ergebnisse. Allerdings muss anhand von Netzunabhängigkeitsstudien noch überprüft werden, ob die aufgetretenen Unterschiede bei einzelnen Strömungszuständen in den Widerstandsbeiwerten im Vergleich zu Berechnungen mit der konventionellen Methode auf Grund unterschiedlicher Netzauflösung zustande kommt.



Durch die Chimeratechnik kann die Strömungsberechnung von unterschiedlichen Konfigurationen eines Flugkörpermodells deutlich schneller und flexibler durchgeführt werden. Man darf allerdings die Nachteile, wie einen zusätzlichen Rechenaufwand durch die Interpolation oder den erhöhten Aufwand bei der Netzgenerierung nicht vernachlässigen.

Weiteres Vorgehen:

Als zukünftige Aufgabe sollen Netzunabhängigkeitstudien durchgeführt werden, bei denen das Netz des Originalmodells in etwa die gleiche Anzahl an Zellen und Verfeinerungen in denselben Bereichen wie das Netz des Chimera-Modells aufweist. Dadurch können genauere Aussagen darüber gemacht werden, ob die momentan geringen Abweichungen bei manchen Beiwerten beider Modelle tatsächlich auf die unterschiedliche Zellenanzahl zurückzuführen sind .Außerdem sollen die Python-Scripte, die die Simulation steuern, erweitert werden, damit z.B. Trimmrechnungen automatisch ablaufen können.

Literatur:

Benjamin Benz: „Numerische Strömungssimulation unter Einsatz der Methode überlappender Berechnungsgitter (Chimeratechnik)“, Hochschuler Esslingen, 15.Juli 2009, Abschlussarbeit zur Erlangung des akademischen Grades Bachelor of Science.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

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

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16129
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: Der Luftraum, in dem hochagile Flugzeuge operieren, kann Nachlaufwirbelsysteme anderer Flugzeuge beinhalten. Dabei handelt es sich in der Regel ebenfalls um hochmanövrierfähige Konfigurationen. Im Gegensatz zu Transportflugzeugkonfigurationen fehlen hier jedoch detaillierte Kenntnisse über die Wirbelschleppencharakteristik. Diese ist von Turbulenzen gekennzeichnet, die instationäre Luftkräfte an einem Flugzeug hervorrufen, das sich im Nachlauf befindet, bzw. diesen durchfliegt.

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 [1] auch turbulente Größen beinhalten. Diese stehen aus Windkanalexperimenten zur Verfügung, [2]. Die Qualität der Simulation wird mit Hilfe von Validierungsrechnungen überprüft, bei denen die Rand- und Initialisierungsgrößen die Windkanalbedingungen möglichst genau wiederspiegeln. Im Gegensatz dazu wird im Rahmen der Freiflugrechnungen versucht, sämtliche störende Einflüsse des Windkanals und der Modellaufhängung zu unterdrücken. Das Ziel ist es, die Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems der hier betrachteten Delta-Canard-Konfiguration bis zu ca. 50 Spannweiten stromab zu simulieren (vgl. STAB Mitteilung 2008). Die vorliegende Mitteilung konzentriert sich daher auf die Aufbereitung der experimentellen Messergebnisse bzw. auf die Darstellung erster Simulationsergebnisse.

Lösungsweg:
Die experimentell bestimmten mittleren Geschwindigkeiten sowie Turbulenzgrößen sind auf einen kleinen Ausschnitt der Initialisierungsebenen begrenzt. Die Bereiche, die außerhalb der Messebene liegen, müssen rekonstruiert werden. Hier werden die axiale Geschwindigkeit u und die Turbulenzintensitäten mit Hilfe der freien Anströmung bzw. der Windkanalturbulenz bestimmt. Die Quergeschwindigkeiten v und w werden aus dem Geschwindigkeitsfeld überlagerter Potentialwirbel gebildet. Das Nachlaufwirbelsystem wird durch zwei entgegengesetzt drehende Potentialwirbel ersetzt. Dieses Wirbelpaar wird an sämtlichen Wänden gespiegelt, wodurch die Verteilung der Quergeschwindigkeiten angenähert werden kann. Für die Freiflugrechnungen muss zusätzlich der Einfluss der Modellhalterung korrigiert werden. Aufgrund der Größe des Rechengebiets und der damit verbundenen Zellenanzahl muss die Berechnung auf mehreren Prozessoren parallel durchgeführt werden. Der Rechenraum wird daher in Blöcke unterteilt, die jeweils einem Prozessor zugeordnet werden (vgl. Abbildung 1).

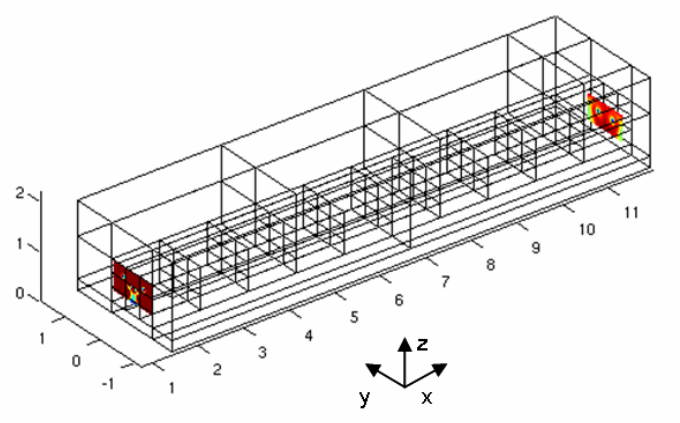


Abbildung 1: Einteilung des Rechengebiets in Blöcke

Ergebnis:

In Abbildung 2 sind die Geschwindigkeitsverteilungen u/U_∞ und w/U_∞ für einen horizontalen Schnitt durch das Wirbelzentrum sowohl für die Simulation als auch für das Experiment bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 20$ °in einem Abstand von vier Spannweiten ($x^* = x/b = 4$) zu sehen.

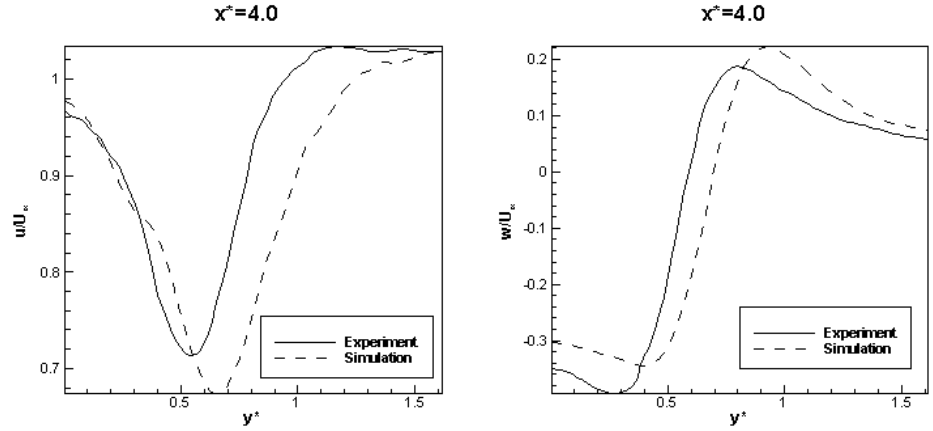


Abbildung 2: Vergleich der Geschwindigkeiten u/U_∞ und w/U_∞ in einem horizontalen Schnitt durch das Wirbelzentrum des Nachlaufwirbels einer Delta-Canard-Konfiguration für eine Querströmungsebene bei $x^* = x/l = 4$ (b = Spannweite).

Im Experiment ist für die axiale Geschwindigkeitskomponente das Geschwindigkeitsdefizit etwas geringer. Der Verlauf der Vertikalkomponente w/U_∞ ist in beiden Fällen sehr ähnlich. Da im Experiment ein kleinerer Abstand des Wirbels zur Symmetrieebene vorliegt, ist der Einfluss des gegenüberliegenden Wirbels größer. Aus diesem Grund ist das Geschwindigkeitsprofil im Experiment nach unten verschoben.

Weiteres Vorgehen:

Auf Basis von Eulerrechnungen werden die instationären Luftkräfte an einer in den Nachlauf einfliegenden Konfiguration untersucht. Dabei werden die Ergebnisse aus dem Experiment und der Grobstruktursimulation verwendet, um die lokalen zeitabhängigen Anstellwinkel zu bestimmen.

Literatur:

[1] Hickel, S. : *Implicit Turbulence Modeling for Large-Eddy Simulation,* Dissertation, Technische Universität München, 2008.

[2] J.-U Klar, C. Breitsamter, N.A. Adams : Experimentelle Untersuchung von Wirbelschleppen an hochmanövrierfähigen Flugzeugen, In: *Tagungsband des Deutschen Luft- und Raunfahrt-kongresses,DGLRK2008-81175,* Deutscher Luft- und Raunfahrtkongress, Darmstadt, 23.-25. Sept. 2008, pp. 1-11.

Datum: 20.02.2010 **STAB**

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: K. Weinand, Dr. K. J. Dahlem, Dr. D. Stern, Dr. P. Hennig (LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH)

Thema: Wechselwirkung eines Seitenstrahls mit der Anströmung am QSFK

Ausgangssituation:
Für die Lenkung von existierenden wie auch zukünftigen Flugkörpern ist die Seitenstrahlsteuerung eine wichtige und Erfolg versprechende Option. Insbesondere wenn schnelle Änderungen der Flugbahn bei geringen Staudrücken gefordert werden, also in großen Höhen, bietet die Seitenstrahltechnik beachtliche Vorteile gegenüber konventionellen Steuerungsverfahren, wie z. B. Klappen, bewegliche Flügel und Ruder.

Ziel:
Mit Hilfe von Stoßrohrexperimenten soll an dem Querschubflugkörper LFK/QSFK die Wirkung eines seitlich austretenden Gasstrahls in Strömungen hoher Machzahl unter realistischen Strömungsbedingungen mit Messungen der Oberflächendrücke und mit Strömungsvisualisierungen untersucht werden. Ziel dabei ist, für den detailgetreu nachgebildetem Luftverteidigungsflugkörper QSFK ein Aerodynamikmodell mit dem CFD-Code „TAU“ des DLR zu erstellen, das anhand der Experimente geprüft und validiert wird.

Lösungsweg:
Um die Güte der numerischen Ergebnisse bewerten zu können, wurden Versuche im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL mit einer auf dem QSFK-Flugkörper basierenden 1:10 verkleinerten Modellgeometrie durchgeführt (Abb. 1). STB ist ein kurzzeitig blasender Windkanal (Prinzip in Abb. 2), mit dem Strömungskonditionen wie beim realen Flug in der Erdatmosphäre experimetell simuliert werden. Die Untersuchungen erfolgten bei realistischen Anströmkonditionen mit Machahl 4,5, bei 15 und 20 km Flughöhen, mit drei Anstellwinkeln (0°, +5°, -5°), bei zwei Rolllagen (0°, 45°) und bei drei Druckverhältnissen des Seitenstrahls (100, 150, 200). Druckmessungen an der Oberfläche des Flugkörpermodells dienten als quantitative Vergleichswerte. Die Positionen der Drucksonden befinden sich auf einer Linie vor und hinter dem Seitenstrahl und über die Flügel hinaus bis zum Leitwerk, siehe Abb. 4 und 5, Geber 1 bis 20.

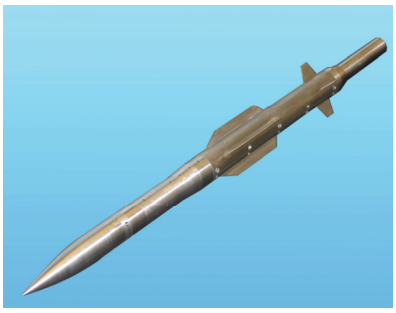


Abb. 1 Stoßrohrmodell

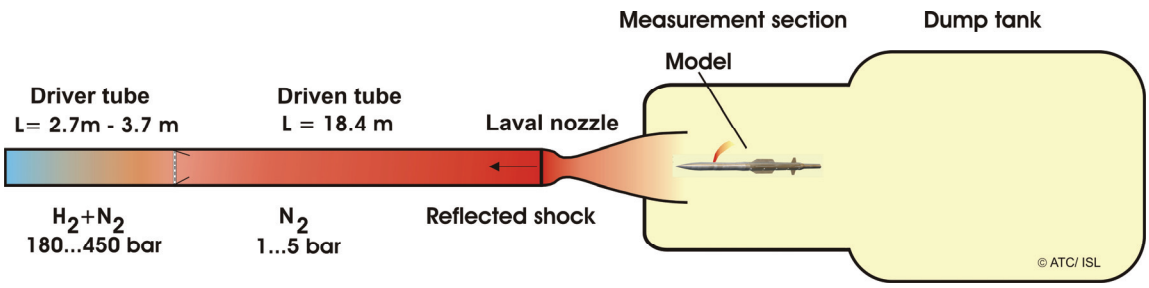


Abb. 2: Prinzipskizze des Stoßrohr-Windkanals STB

Ergebnis:

Seit 2007 wurden Messungen und Rechnungen in großem Umfang durchgeführt und miteinander verglichen (Abb. 3). Die Ergebnisse brachten durchweg gute Übereinstimmungen, worüber schon beim STAB Symposium 2008 berichtet wurde. In Fortführung der Arbeiten werden hier vornehmlich weitere Flughöhen und Rolllagen betrachtet. In 45°-Rolllage erscheinen die Drucksäulen in Abb. 4 bei +5°-Anstellwinkel im Vergleich zu den Druckverläufen bei -5°-Anstellwinkel (Abb. 5) sehr glatt ausgebildet. Im Bereich um den Seitenstrahl sind das Überdruck- und auch das Unterdruckgebiet nur schwach entwickelt. Im Falle des Absenkens der Nase um -5° bleibt der Einfluss des Seitenstrahls recht hoch. In diesem Flugzustand beeinflussen die Strahlinterferenzen den Strahlschub wesentlich.

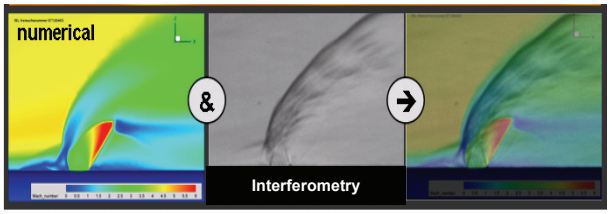


Abb. 3: Vergleich: Numerik mit Experiment

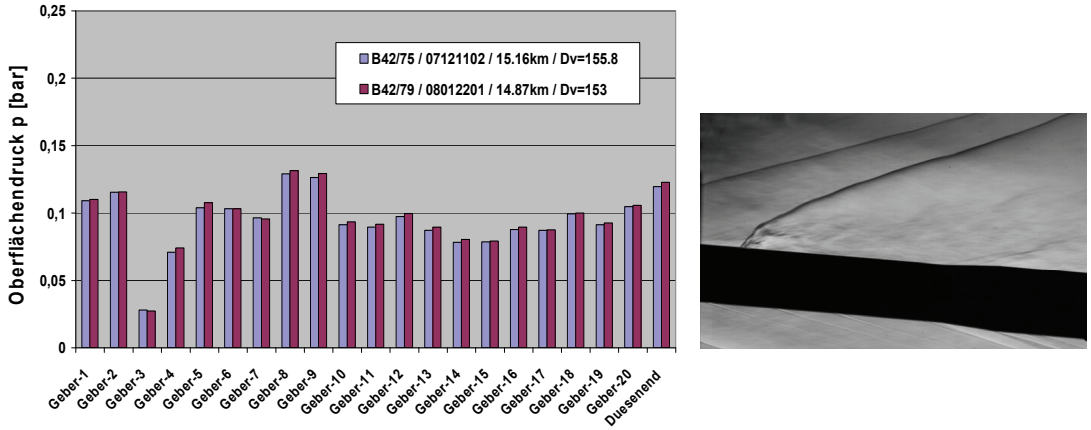


Abb. 4: h ≈ 15 km, $\tilde{p}$ ≈ 150, Rollwinkel 45°, +5°-Lage

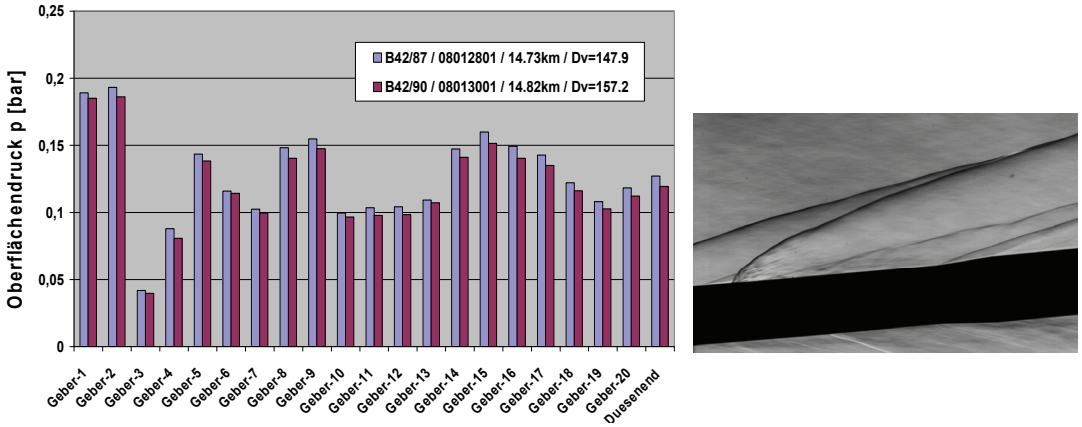


Abb. 5: h ≈ 15 km, $\tilde{p}$ ≈ 150, Rollwinkel 45°, -5°-Lage

Die Komplettierung der Modellierung des umfangreichen Aerodynamikmodells machte es möglich, neben Systemsimulationen auch umfangreiche Analysen der definierten Querschubsteuerung vorzunehmen, die zeigten, 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 können. 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.

weiteres Vorgehen:

Die experimentellen Untersuchungen zur Seitenstrahltechnik werden im Jahre 2010 mit einer generischen Flugkörperkonfiguration fortgeführt, deren Geometrie den neuesten Anforderungen zur Abwehr von Luftbedrohungen angepasst ist.

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: Noise produced by Supersonic Jets: a new explanation

Ausgangssituation:
A supersonic jet is known to be the source of tremendous noise which can become intolerable in the neighbourhood of jet engines, cutting torches and other supersonic jet producing devices. Most of the noise is emitted in form of Mach waves. Many Mach waves are long, almost straight, and nearly parallel. They appear inside as well as outside of the jet and are quite regular. It is clear that a certain order must exist inside of the jet boundary layer (mixing layer) separating the moving jet inner part from the outside gas at rest. The practically ideally expanded supersonic free jets in Fig. 1 show outside Mach waves visualized by Oertel [1] using a differential interferometer. The experimental results can be represented by simple formulae. Two strong different Mach waves (w and w') exist outside and two also different (w and w'') inside the jet. They are produced by "jet boundary layer structures" propagating downstream at the three mentioned speeds. After measuring the Mach angles $\alpha, \alpha', \alpha''$ the Mach numbers were calculated by the 327 experimental points in Fig. 1 which were fitted giving the following Mach number equations

$$\frac{u_i - w}{a_i} = \frac{w}{a_a} \quad (1), \qquad \frac{u_i - w'}{a_i} = \frac{w'}{a_a} - 1 \quad (2), \qquad \frac{u_i - w''}{a_i} = \frac{w''}{a_a} + 1 \,. \quad (3)$$

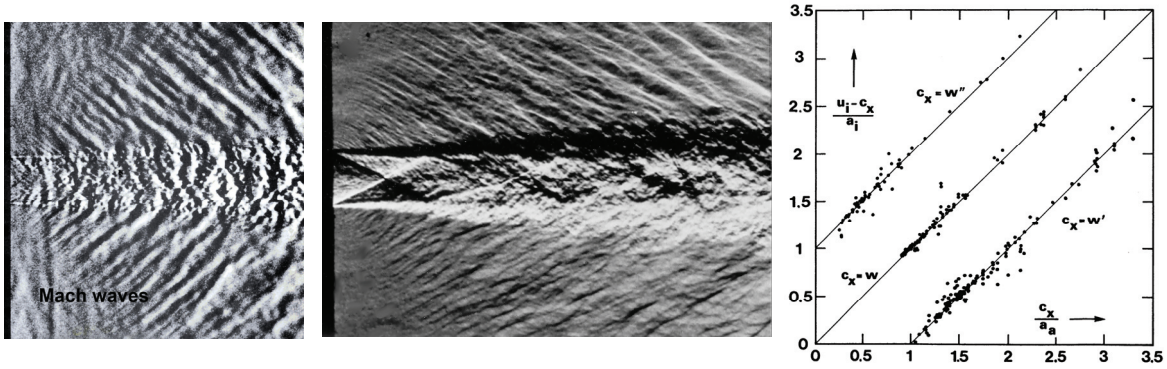


Fig.: 1 Mach waves outside of supersonic free jets

Ziel:
Poldervaart and Wijands [2] had presented shadow pictures showing that pairs of vortices may be the origin of the Mach waves. The symmetry point actually displaces with w, but the speeds of the vortices' centres move with w', w''. Recently, however, a new idea has allowed to work out formulae based upon the vortices' pairs assumption, which promises to be the correct explanation for the Mach wave production. This new idea considers the dredging action of the vortices, which results in a quite different sound velocity profile of the jet boundary layer than that assumed up to now for a turbulent mixing.

STAB

Lösungsweg:

In some experiments of Oertel [e. g. 1] a very thin jet boundary layer developed shortly after the jet's exit presenting deformations as shown in Fig. 2. Long-lasting deformations subsist in the case of point symmetry. Here the pressure variations are also point symmetric at the equal relative Mach numbers $(u_i - w)/a_a$ below, and w/a_a above. The speed w of the deformation results from: $\frac{w}{a_a} = \frac{u_i - w}{a_i}$ (4).

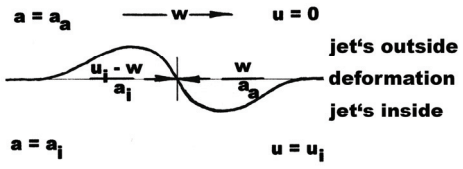


Fig. 2: Deformation of the shear layer

With growing distance from the jet's exit, the jet boundary layer deformations develop into pairs of vortices moving downstream, as seen in one pair in Fig. 3, representing the special experimental case. While its centre still moves with the speed w, the axes of the vortices move with $w' > w$ (front vortex) and $w'' < w$ (rear vortex). The front vortex produces a Mach wave outside and the rear one inside the jet, comparable to the bow wave at a supersonically flying projectile. The w' and w'' vortices grow in size downstream. Their lengths are proportional to the velocity differences $w' - w$ and $w - w''$, their laterals extend proportional to conditions for coexistence. The front vortices "dredge gas" from the jets inside with a_i and the rear vortices "dredge gas" from outside with a_a towards the jet boundary layer, i.e., the plane where the two vortices touch each other, see Fig. 3.

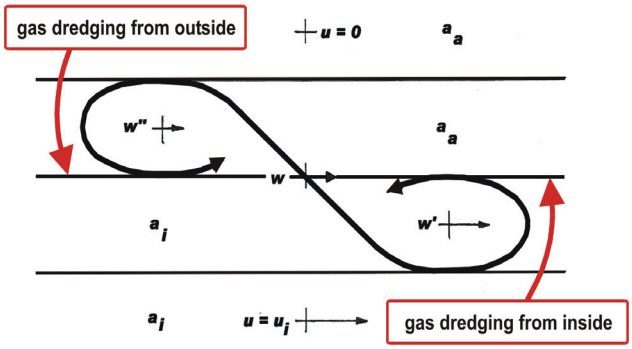


Fig. 3: Vortex pair (exp. case $u_i = a_i + a_a; a_i = a_a$)

Ergebnis:

In the general case $a_a \neq a_i$ the fluid mechanics cannot fulfil the condition of all relative Mach numbers being equal. Figure 4 and 5 show the limit sketches for such a case. The dredging action of the vortices is now important. Preceding rear vortices have entrained gas having a_a down to the w-plane. The front vortices have entrained gas having a_i up to the w-plane. At each vortex the condition of equal Mach numbers are: $(w - w'')/a_i = w''/a_a$ (5), $(u_i - w')/a_i = (w' - w)/a_a$ (6). Using equ. (4) with $w/a_a = 1$ (experimental case) in (5) and (6), equ. (2) and (3) are obtained.

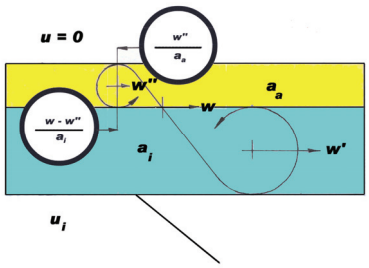


Fig. 4: Rear vortex

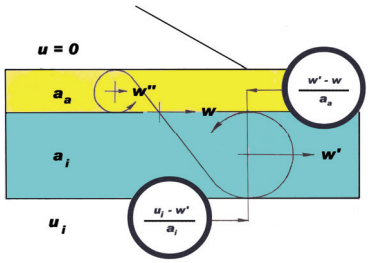


Fig. 5: Front vortex

Literatur:

[1] H. Oertel, "Coherent structures producing Mach waves inside and outside of the supersonic jet". ISL report CO 82/218, 1982

[2] L. P. Poldervaart, A. P. J. Wijands, "Sound Pulse-Boundary Layer Interaction Studies", A. V. Centre, T.H.E., Eindhoven, Netherlands. Private communication, 1974

Weiteres Vorgehen:

The focus of the new theory is the novel concept of "gas dredging" which results in a totally different boundary layer sound speed profile as compared to those assumed by other theories. Light sheet experiments with coloured gas are needed to testing if the dredging is as efficient as assumed.

Datum: 21.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. Julio Srulijes und Prof. Friedrich Seiler

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

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

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

Weitere Partner: Dr. Paul Hennig und Dr. Karl Josef Dahlem
MBDA / LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH

Thema: Experimentelle Untersuchung der Umströmung von Gefechtsköpfen beim Eintritt in die Atmosphäre

Ausgangssituation:
Die Erwärmung beim Flug mit hohen Machzahlen in der oberen Atmosphäre ist schon seit Beginn der Raumfahrt ein viel beachtetes Forschungsthema. Von großem Interesse ist die aero-/thermodynamische und flugmechanische Simulation von schlanken „Re-entry Vehicles“, hier Gefechtsköpfe beim Wiedereintritt, und die damit verbundenen Problemstellungen zu deren Erwärmungsszenario, d. h. Verhalten ablativer Materialien und deren Einfluss auf die Signatur wie auch damit gekoppelte Fragestellungen. Die ISL Stoßrohr-Windkanäle sind geradezu dazu prädestiniert, mit Messungen zur Beantwortung dieser offenen Fragen beizutragen. Das schon lange Jahre im ISL bearbeitete Thema „Bekämpfung von TBM“ wird mit der experimentellen Untersuchung der Umströmung von Gefechtsköpfen (GK) beim Eintritt in die Atmosphäre fortgesetzt. Über mehrere Jahre (1999 bis 2006) war von Seiten des BWB[1] von Interesse, die „Überlebenschancen“ von freigesetzten intakten Submunitionen. Im Jahr 2008 haben wir zusammen mit der Firma tms[2] die Wärmeströme an kugelförmigen Submunitionen in Höhen bis 70 km bei Machzahl 10 gemessen und mit ihren theoretischen Wärmestrommodellen (Modell HEAT) zur Anpassung verglichen. Auf diesen Erfahrungen basierend und aufgrund der Einsatzfähigkeit der ISL Windkanäle, Strömungen bis Mach 14 und Anströmkonditionen bis in Höhen von über 70 km realistisch zu modellieren, sind mit diesen Stoßrohren Untersuchungen zur Aerodynamik und Aufheizung von generischen Gefechtskopfgeometrien mit Beteiligung der Firma MBDA/LFK[3] konzipiert.

Ziel:
Ziel der Untersuchung ist, Druck- und Wärmestrommessungen an generischen Gefechtskopfkonzepten im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL durchzuführen. Die Auslegung der Geometrien der generischen Gefechtskopfkonzepte erfolgte in Absprache mit MBDA/LFK, wie auch das Erstellen eines Messplans zur Definition der Validationsfälle unter der Berücksichtigung der im Stoßrohr-Windkanal realisierbaren Flugkonditionen. Die für 2009 vorgesehenen Stoßrohrkonditionen (= simulierte Flugkonditionen) sind Machzahlen M = 10, 12 und 14. Dazu wurde im Rahmen dieser Untersuchungen die schon vorhandene Machzahl-10-Düse auf Machzahl 12 und 14 erweitert. Dies erfordert die Konzipierung entsprechender Düseneinläufe, gefolgt von Qualifikationsmessungen mit den Mach-12- und Mach-14-Düsenströmungen.

STAB

[1] Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung in D – 56073 Koblenz
[2] Technisch Mathematische Studiengesellschaft in D – 53229 Bonn
[3] LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH in D – 85716 Unterschleißheim

Lösungsweg:
Im Jahre 2009 wurden Druck- und Wärmestrommessungen an zwei generischen Gefechtskopfkonzepten bei anvisierten Flugmachzahlen 10, 12 und 14 in Flughöhen von 50 bis 70 km durchgeführt. Das mit Wärmestrom- und Drucksensoren bestückte Modell des Gefechtskopfes GK-A ist auf dem Photo in Abb. 1 zu sehen. Das vorn abgerundete, kegelförmige GK-A-Modell ist auf einer Schnittfläche beidseitig mit den Messsensoren versehen, eine Seite zur Messung des Wärmestroms und die andere zur Messung der Oberflächendrücke. Im Staupunkt befindet sich ein Thermoelement der RWTH Aachen[4] [2]. Abb. 2 zeigt ein Photo des generischen Gefechtskopfs GK-B mit Doppelkegel der ebenso bestückt ist allerdings hier ohne Thermoelement. Auf beiden Photos sind die 11 auf einer Linie angeordneten Dünnfilmsonden zur Wärmestrommessung abgebildet. Eingebaut sind Wärmestromgeber der RWTH Aachen [2] und KULITE Druckgeber.



Abb. 1: Modell GK-A

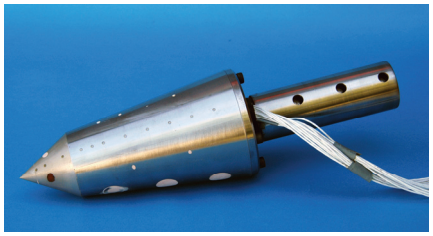


Abb. 2: Modell GK-B

Ergebnis:
Beispielhaft für die große Anzahl von Messungen zeigt Abb. 3 die Ergebnisse der Druckmessungen und die dazugehörenden Wärmestrommessungen für das Modell GK-A für M = 12 und 55 km Höhenkondition. Die Werte im Staupunkt des Körpers lagen weit höher als auf der Mantelfläche weshalb eine Graphik mit logarithmischem Maßstab eingefügt wurde.

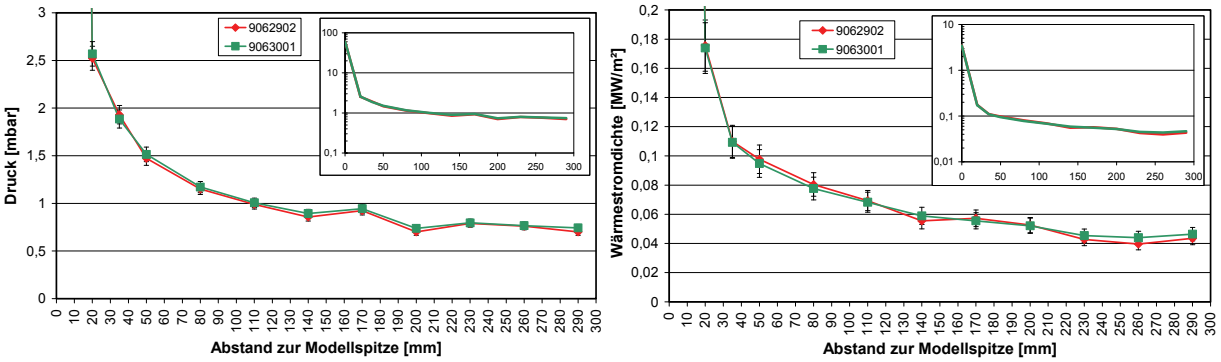


Abb. 3: Druck- und Wärmestrommessungen am GK-A Modell

Literatur:

[1] T. Eberle, Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallströmungen im Stoßrohr-Windkanal Diplomarbeit, Universität Karlsruhe (TH) (2009)

[2] H. Olivier, Thin Film Gauges and Coaxial Thermocouples for Measuring Transient Temperatures, SWL Stoßwellenlabor, RWTH Aachen (2008)

[3] H. Oetrel sen., Wärmeübergangsmessungen, in Kurzzeitphysik, Springer-Verlag (1967)

Weiteres Vorgehen:
In 2010 werden zwei weitere generische Gefechtskopfkonzepte Modelle, GK-C und GK-D untersucht. Die Messungen dienen zur Prüfung und Anpassung von numerischer Software, womit letztendlich das Verhalten des realen GK beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre simuliert wird.

Datum: 21.10.2009 **STAB**

[4] Rheinisch Westfälische Technische Hochschule Aachen (RWTH) in D-52056 Aachen

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

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-CA, DLR-AE

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

Ausgangssituation:
Dynamic stall on helicopter airfoils is a complex phenomenon, which is still not easily predictable or well understood. Separated flow creates a dynamic stall vortex, which causes a lift peak as it forms, and then a rapid drop in lift and a negative spike in pitching moment as it swims off from the airfoil. The DLR-ONERA project SIMCOS is part of a long-term German-French cooperation to combat dynamic stall and improve numerical modelling with regards to dynamic stall. As part of this project the effect of synthetic and constant blowing jets on dynamic stall is being investigated both experimentally and numerically. Here the numerical investigation is described.

Ziel:
Computations using the DLR-TAU solver in RANS and URANS modes are presented for a 3D slice of the dynamically pitching OA209 airfoil at the DS2 test condition (M=0.31, Re=1.16e6, α=12.87±7.13°, ω*=0.101). Different types of air injectors were investigated and evaluated for their ability to reduce the negative effects of dynamic stall (large peaks in pitching moment, large peak drag and poor lift hysteresis), while preserving the positive effects (excellent maximum lift and good performance for the advancing blade).

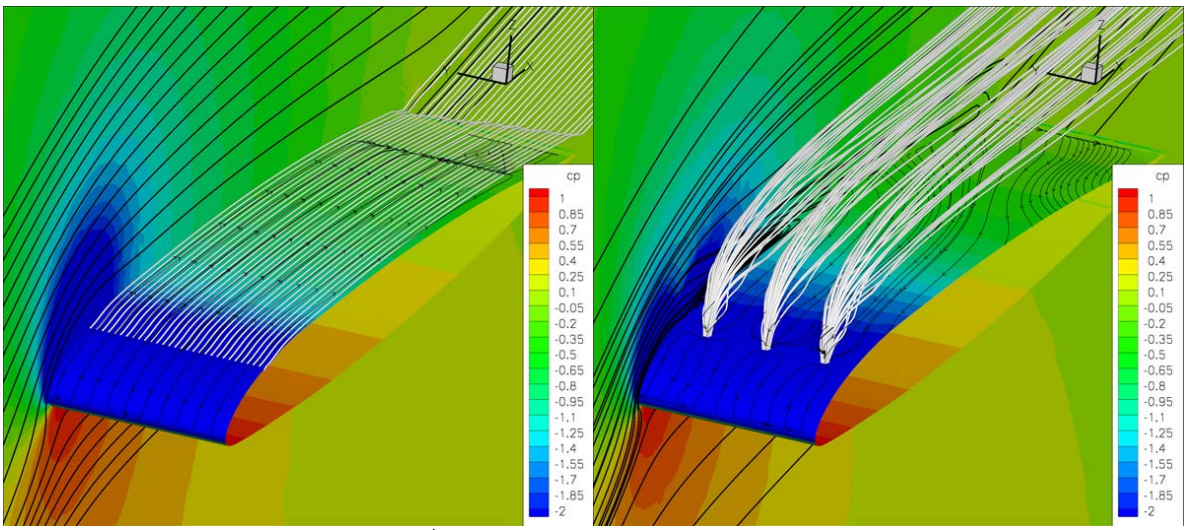


Figure 1: Snapshots at α=16.35°↑ at maximum injection pressure for: (Left) Tangential slot at 10% chord. (Right) Vertical jets at 10% chord.

Lösungsweg:

Datum: **STAB**

18 configurations were investigated by RANS computations at a steady angle of attack α=17.5° (the static stall angle is α=14°). An engineering estimate of the performance improvement for a given injector over the clean case was gained with comparatively little computing power when compared to URANS computations. The improvement in lift and drag against the reference airfoil was used to identify interesting configurations for URANS computations with pitching motion. This method allowed the investigation to have a relatively small computing budget (200,000 CPUh), with only the most interesting configurations investigated using URANS (Figure 1). Computations used constant blowing and pitching motion at the test condition DS2 with grids of 1-2 million nodes, depending on the injector geometry. Each configuration was investigated for a range of air mass flow rates up to a maximum of 0.22 kg/s per meter of blade, resulting in supercritical injection with pressure ratios across the injector of between 2 and 20.

Ergebnis:
Figure 2 shows the results with a reduction of peak pitching moment for vertical jets of 3mm diameter at 10% chord and with a spacing of 20mm (left) and for a tangential slot of 0.5mm width installed at 10% chord (right). In each case a significant reduction in the pitching moment and drag were achieved, while the mean lift (integrated over one pitching cycle) was not de-

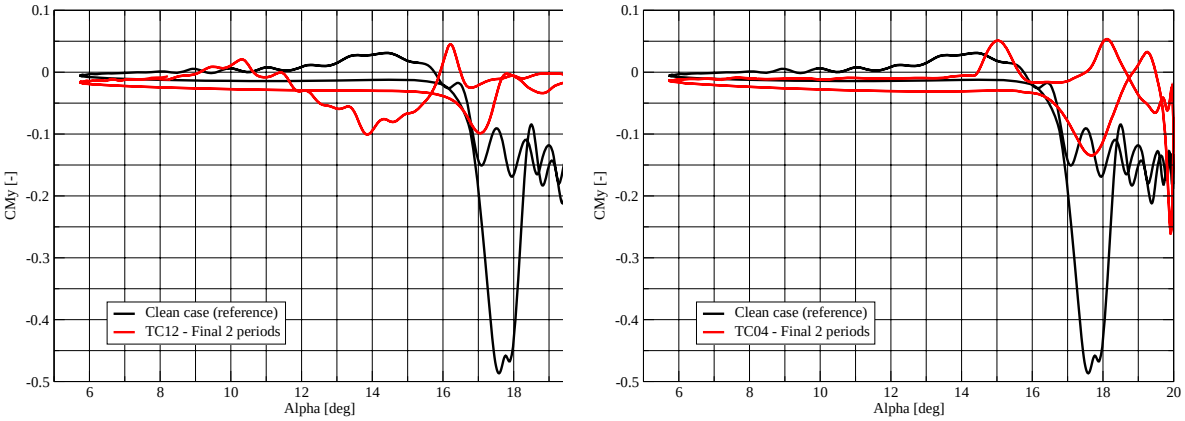


Figure 2: Results for the "TC12" (vertical jets) and "TC04" (tangential slot) injector geometries for the maximum flow rate tested.

The effect of parallel blowing is to shift the separation vortex rearward and cause earlier reattachment, but the improvements come at the cost of a significant modification to the airfoil contour for the injection slot and the formation of a second dynamic stall vortex. The vertical jets stabilise the separation point at the point of injection. A separation in front of the injectors stabilises the large vortex behind the injectors by a constant flow between the jets. This avoids the pumping of the large vortex which would otherwise appear, such that the flow after separation is less unsteady than without flow control. This stabilisation could also be demonstrated in URANS computations on an airfoil at a static angle of attack of α=20°, reducing the variation in lift coefficient from ±10% to a total variation of under 1% with constant blowing.

Literatur:
Gardner, A.D. "Numerical investigation of air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil", DLR Internal report 224-2009-A32, 2009.

Weiteres Vorgehen:
Based on these results a wind tunnel model for the DNW-TWG is being constructed to investigate pulsed blowing on the vertical jet configuration, with the expectation that a control of the dynamic stall peak can be achieved using less air power than that saved in the airfoil drag.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Alexander Klein, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart **Telefon:** (0711) 685-63412
70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685-63438
e-mail: klein@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, ECD

Thema: Berücksichtigung instationärer Kriterien beim aerodynamischen Entwurf von Hubschrauber-Rotorblattprofilen

Ausgangssituation:

Erste Auslegungs- und Leistungsrechnungen von neuen Hubschrauberrotoren beruhen auch heutzutage noch größtenteils auf Blattelementenverfahren. Dabei wird die Blattaerodynamik aus numerisch oder experimentell gewonnenen, stationären Referenzpolaren ausgelesen. Im Hinblick auf den zweidimensionalen aerodynamischen Profilentwurf wird den unterschiedlichen Anströmbedingungen während eines Rotorumlaufs im Vorwärtsflug ausschließlich durch Mehrpunkt-Optimierung für unterschiedliche Machzahl- und Auftriebsbereiche Rechnung getragen. Instationäre Effekte wie die Hysteresen der aerodynamischen Beiwerte oder Dynamic Stall, die sehr hohe dynamische Lasten am Rotor verursachen können, werden dagegen bisher nicht berücksichtigt.

Ziel:

Es ist beabsichtigt, das instationäre Verhalten von Profilen bereits im aerodynamischen Entwurf zu berücksichtigen. Dazu sollen zunächst instationäre Kriterien aufgestellt werden, die eine Beurteilung und Bewertung des dynamischen Verhaltens erlauben. Nach Validierung der Gültigkeit und Aussagekraft der aufgestellten Kriterien sollen diese weiterhin mit geometrischen Parametern wie auch stationären Profileigenschaften korreliert werden, um dem Aerodynamiker beim Profilentwurf eine Möglichkeit sowohl der Vorhersage als auch der gezielten Beeinflussung der instationären Aerodynamik von verschiedenen Profilentwürfen zu ermöglichen.

Lösungsweg:

Zur instationären Beurteilung von Profilen werden zwei unterschiedliche Szenarien mittels 2D URANS-Berechnungen untersucht, die eine Anfachung von Torsionseigenschwingungen des Rotorblattes bewirken könnten: Dabei handelt es sich einerseits um den Rotorumlauf im schnellen Vorwärtsflug, für den an einem spannweitigen Schnitt effektiver Anstellwinkel und Machzahl für eine 2D-Simulation extrahiert werden. Hierbei wird eine mögliche Anfachung der Torsion durch abschwimmende Dynamic Stall-Wirbel betrachtet. Bei dem zweiten Szenario werden harmonische Nickschwingungen im Frequenzbereich der ersten Torsionseigenmode bei konstanter Anströmgeschwindigkeit und kleiner Amplitude simuliert, um die aerodynamische Antwort auf erzwungene Strukturschwingungen zu untersuchen. Die CFD-Ergebnisse werden anhand von sechs zuvor formulierten instationären Kriterien ausgewertet.

Ergebnis:

Die angewandten numerischen Methoden wurden zunächst anhand von DNW-TWG Messungen des schwingenden OA209-Profils validiert [1]. Anschließend wurden die beiden beschriebenen Szenarien ebenfalls für die OA209-Geometrie simuliert und mittels DFT sowie anhand der aufgestellten instationären Kriterien analysiert. Besonderer Augenmerk im Falle des Rotorumlaufs galt dabei den höherharmonischen Anteilen der aerodynamischen Beiwerte (vgl. Abb. 1), die einen großen Einfluss auf die dynamischen Lasten und entsprechend ihrer Phasenlage auf die Nickmomentenstabilität des Profils haben. Der Dämpfungskoeffizient der hochfrequenten Nickschwingungen in Abb. 2 zeigte weiterhin eine auffällig starke negative Dämpfung bei 12° mittlerem Anstellwinkel sowie eine starke Variation über den gesamten Anstellwinkelbereich.

Unter Berücksichtigung dieser Ergebnisse wurden neue Profilgeometrien entworfen und instationär simuliert, die weder starke Amplituden des Nickmomentenbeiwerts im Frequenzbereich 4-6/rev noch ausgeprägte negative aerodynamische Dämpfung zeigten. Stationäre Auslegungskriterien wie Maximalauftrieb, Drag Divergence Machzahl und L/D wurden im Rahmen des Profilentwurfs ebenso berücksichtigt. Zukünftige stationäre und instationäre Messungen im Transsonischen Windkanal Göttingen sollen die Simulationsergebnisse ergänzen und überprüfen.

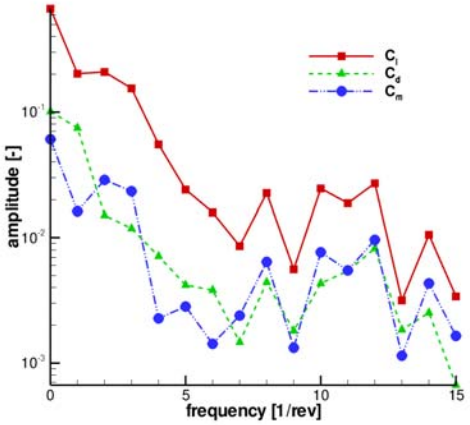


Abb. 1: Amplitudenspektrum der aerodynamischen Beiwerte für eine 2D GOAHEAD Rotorunlauf-Simulation, DFT-Analyse über 2 Perioden

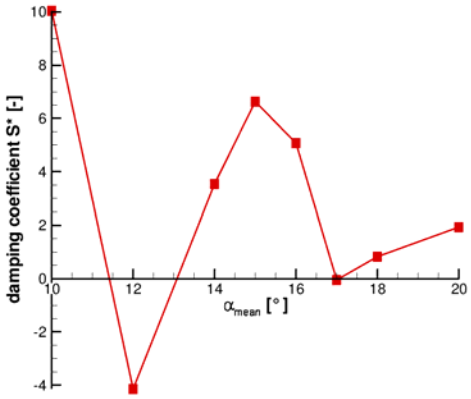


Abb. 2: Dämpfungskoeffizient der hochfrequenten Nickschwingungen mit kleiner Amplitude, Ma=0.5, f=25 Hz, $\Delta\alpha$=0.5°

Literatur:

[1] A. Klein, K. Richter, A. Altmikus, Th. Lutz, E. Krämer: *Unsteady Criteria for Rotor Blade Airfoil Design*, 35th European Rotorcraft Forum, 22.-25.09.2009, Hamburg, Germany

weiteres Vorgehen:

Um die Frequenzen und Amplituden der abgehenden Wirbelstrukturen und der damit einhergehenden dynamischen Lasten exakter bestimmen zu können, sollen zunächst weitere Turbulenzmodelle und insbesondere hybride RANS-LES Modelle implementiert und angewandt werden. Zudem soll der Einfluss des laminar-turbulenten Umschlags durch eine in FLOWer implementierte Transitionsberechnung untersucht werden.

Datum: 9. Oktober 2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: K. Richter, A.D. Gardner, H. Rosemann

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

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Kai Richter
Telefon: 0551/709-2631
Telefax: 0551/709-2811
e-mail: kai.richter@dlr.de
henning.rosemann@dlr.de

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

Henning Rosemann
Telefon: 0551/709-2260
Telefax: 0551/709-2811
e-mail:

Weitere Partner: Eurocopter Deutschland, Universität Stuttgart

Thema: **Numerische Rotorumlaufsimulation von dynamisch bewegten Rotorblattprofilen mit Transitionsvorhersage**

Ausgangssituation:

Die Umströmung von Hubschrauberrotorblättern ist geprägt durch ihre stark veränderlichen Anströmbedingungen in Form von Anströmgeschwindigkeit und Blattanstellwinkel. Je nach radialer Position treten im Vorwärtsflug auf dem Blatt sowohl Rückanströmung als auch transsonische Vorwärtsanströmung auf. Zudem unterliegt das Rotorblatt der periodischen Anstellwinkelverstellung, die durch die elastische Verformung des Blattes lokal zusätzlich dynamisch verändert wird. Eine Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften einzelner Rotorblattprofilschnitte ist daher nur durch die sehr aufwendige dreidimensionale Simulation der gesamten elastischen Rotors möglich oder in guter Näherung durch eine zweidimensionale Rotorumlaufsimulation des zu betrachtenden Rotorprofilschnitts. Da bei Rotorprofilen auch die Laminarität der Strömung eine wichtige Rolle spielt, muss ebenso das dynamische Verhalten der Transition mitberücksichtigt werden.

Ziel:

Die Untersuchung der dynamischen aerodynamischen Eigenschaften von Rotorblattprofilen mittels zweidimensionaler Rotorumlaufsimulationen unter Berücksichtigung des laminar/turbulenten Grenzschichtumschlags.

Lösungsweg:

Die Rotorumlaufrechnungen wurden anhand instationärer zweidimensionaler TAU-Simulationen auf hybriden Rechennetzen durchgeführt, die gemäß der im DLR/ONERA-Projekt SIMCOS für dynamisch abgelöste Strömungen erarbeiteten Netzeigenschaften generiert wurden. Die zeitlich veränderlichen Anströmbedingungen wurden über das TAU-Bewegungsmodul definiert. Hierbei erfolgte die Vorgabe der Anstellwinkelschwingung durch eine definierte Modellnickbewegung. Die periodisch veränderliche Anströmgeschwindigkeit konnte nicht direkt vorgeschrieben werden, sondern musste durch eine Überlagerung einer konstanten Geschwindigkeit der freien Anströmung und einer translatorischen Bewegung des

Profils in Hauptströmungsrichtung erfolgen. Um eine möglichst gute Wiedergabe des Bewegungsverhaltens für Profilschnitte eines elastischen Rotorblattes zu erreichen, wurden veränderliche Anströmparameter verwendet, die zuvor in dreidimensionalen Strömung/Struktur-gekoppelten FLOWER/HOST Rotor-Simulationen für die jeweiligen Rotorblattschnitte ermittelt wurden. Um darüber hinaus auch den Einfluss des Grenzschichtumschlags zu berücksichtigen, wurde bei den Rotorumlaufsimulationen zusätzlich das TAU-Transitionsmodul verwendet. Die Transitionsvorhersage erfolgte quasi-stationär mit der e^N-Methode auf Basis der direkt aus der TAU-Strömungslösung ermittelten Grenzschichtgrößen nach jedem Zeitschritt. Die Schwingungsperiode wurde mit ca. 2000 Zeitschritten aufgelöst und es wurden drei Perioden bis zur Konvergenz gerechnet. Im Verlauf einer vollständigen Simulation erfolgte die Transitionsvorhersage daher etwa 6000 Mal.

Ergebnis:

Die Rotorumlaufsimulationen geben das dynamische aerodynamische Verhalten eines Rotorblattprofilschnitts in guter Näherung, aber ohne die Einflüsse von Rotation und Querströmung wieder und lassen eine Analyse der Profilumströmung zu jedem Zeitpunkt des Rotorumlaufs zu. Im vorliegenden Fall für eine radiale Schnittposition bei r/R = 0.57 ist beispielsweise zu erkennen, dass es am Profil sowohl auf der vor- als auch auf der rücklaufenden Blattseite zur Strömungsablösung kommt. Auf der vorlaufenden Seite setzt infolge hoher Anströmmachzahlen stoßinduzierte Ablösung ein, während auf der rücklaufenden Seite klassischer Dynamic Stall auftritt. Bild 1 zeigt hierzu die zeitlichen Verläufe der Anströmparameter und des Nickmoments.

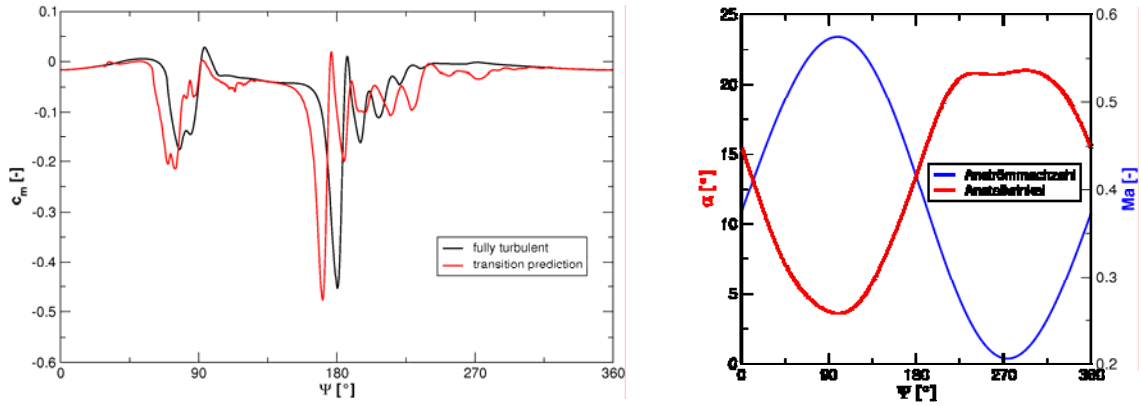


Bild 1: 2D-TAU Rotorumlaufrechnungen mit Transitionsvorhersage.
Links: Einfluss der Transition auf das Nickmoment. Rechts: Bewegungsparameter.

Der Einfluss des Grenzschichtumschlags zeigt sich im vorliegenden Beispiel durch eine früheres Einsetzen der Strömungsablösung und eine geringfügige Erhöhung der Nickmomentenspitzen bei Ablösung. Im Vergleich zur vollturbulenten Simulation kommt es zu einer zeitabhängigen Wanderung der Transitionslage auf der Oberseite zwischen x/c ≈ 0.02 und x/c ≈ 0.60, während der Umschlag auf der Unterseite nahezu konstant bei x/c ≈ 0.95 liegt. Trotz dieses Einflusses bleiben die grundsätzlichen Charakteristiken der zeitabhängigen Profilumströmung aber unverändert.

weiteres Vorgehen:

Untersuchung des Einflusses verschiedener Transitionsvorhersagemethoden auf die Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens von Rotorblattprofilschnitten.

Datum: 12.03.2010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. F. Vogel, PD Dr.-Ing. C. Breitsamter,
Prof. Dr.-Ing. N.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 Hubschrauberkonfiguration mit drehendem Rotorkopf

Ausgangssituation:
Bei der Betrachtung einer Hubschrauberkonfiguration stellt die Umströmung des rotorierenden Rotorkopfes eine große Herausforderung dar. Durch Ablösungen an den Blattanschlüssen, Rotormast, Taumelscheibe, Steuerstangen, etc. entsteht ein sehr komplexes Strömungsfeld, das sowohl experimentell als auch numerisch schwer zu erfassen ist. Dennoch ist eine genaue Analyse der dort herrschenden Strömungsphäneomene eine wichtige Aufgabe. Da der Rotor-kopf mit über 30% des Gesamtwiderstands eines Hubschraubers einen erheblichen Beitrag zum Widerstand im Reiseflug erzeugt, resultiert aus dessen aerodynamischer Optimierung ein großes Potenzial zur Widerstandsreduzierung. Neben den Luftkräften auf den Rotorkopf ist auch das Strömungsfeld im Nachlauf von großem Interesse. Der wirbelbehaftete Rotorkopf-nachlauf kann in bestimmten Flugzuständen mit Rumpf- und Leitwerkskomponenten inter-agieren und dabei unerwünschte strukturelle Belastungen verursachen.

Ziel:
Ziel ist es, mit Hilfe einer detaillierten Betrachtung eine Wissensbasis der Strömungsphysik um und hinter einem drehenden Rotorkopf aufzubauen. Vor allem die Entstehung der Luftkräfte und die Ausbildung des Rotorkopfnachlaufs sind hierbei wichtige Punkte.

Lösungsweg:
Um die Strömung um den rotierenden Rotorkopf genauer untersuchen zu können, wird im ersten Schritt der Rotorkopf isoliert vom Rumpf betrachtet. Dabei werden sowohl numerische als auch experimentelle Methoden verwendet. Besonders mit Hilfe der numerischen Simulation lassen sich durch Betrachtung der instationären, dreidimensionalen Strömungsfelder Rückschlüsse auf die Entstehung und Ausbreitung der Strömungsstrukturen im Rotorkopfnachlauf treffen.

Ergebnis:
In Abbildung 1 ist die Zerlegung des gesamten Luftwiderstands des Rotorkopfes auf dessen Einzelkomponenten zu sehen. Hierbei fällt auf, dass die Blattanschlüsse den größten Beitrag liefern. Abbildung 2 zeigt Wirbelstrukturen im Rotorkopfnachlauf anhand von λ_2-Isoflächen. Der Ursprung der größeren Wirbel liegt dabei im Bereich des Hubcap, der Blattanschlüsse und der Taumelscheibe.

STAB

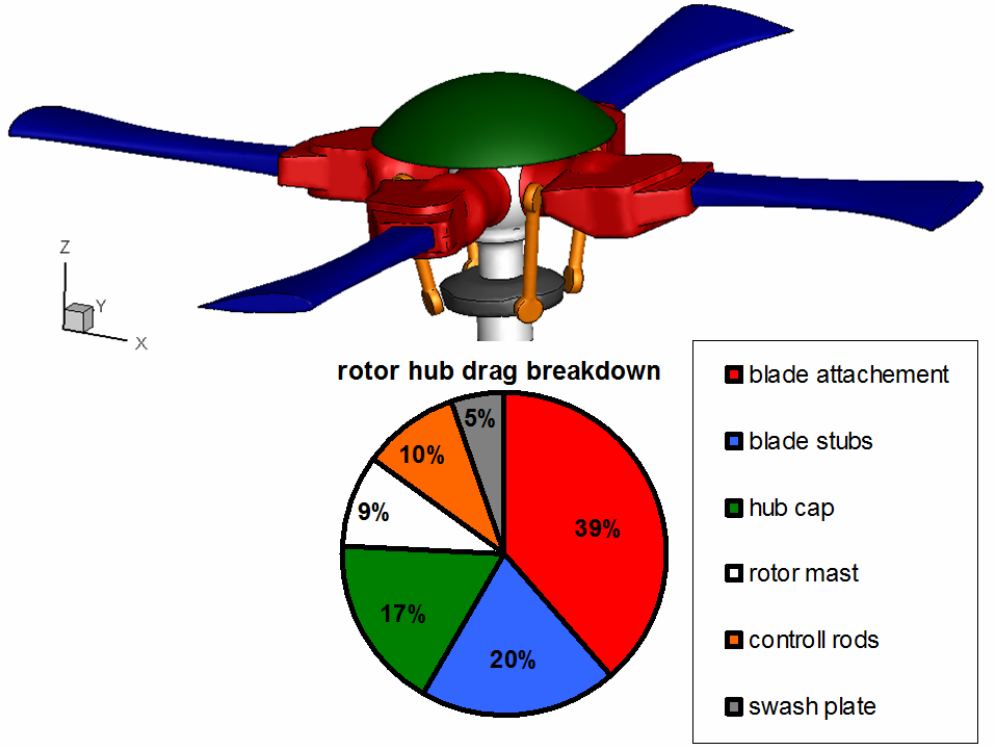


Abbildung 1: Aufteilung des Luftwiderstandes auf die einzelnen Komponenten des Rotorkopfes

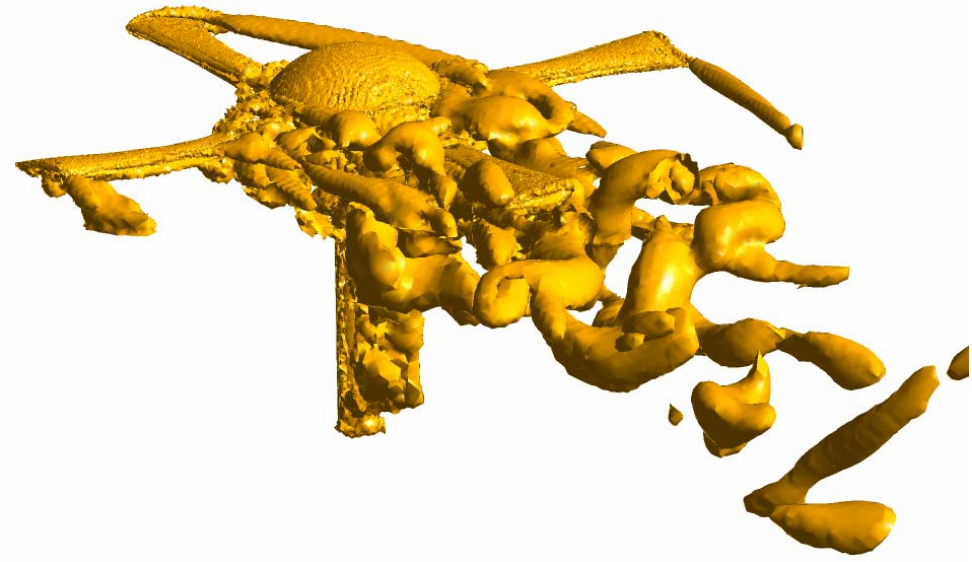


Abbildung 2: Wirbelsysteme im Rotorkopfnachlauf - λ_2 Isoflächen

Literatur:

- F. Le Chuition, T. Kneisch, S. Schneider, Ph. Krämer, "Industrial Validation of Numerical Aerodynamics about Rotor Heads: Towards a Design Optimisation at Eurocopter," 35th European Rotorcraft Forum, 2009
- B. E. Wake, E. Hagen, S. S. Ochs, C. G. Matalanis, " Assesement of Helicopter Hub Drag Prediction with an Unstrucutred Flow Solver," 65th American Helicopter Society Annual Forum, 2009

Weiteres Vorgehen:

Der Schwerpunkt der weiteren Untersuchungen liegt auf der Interaktion zwischen Rotorkopf- und Rumpfumströmung.

Datum: 20.02.2010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: **Mischungsvorgänge/Luftfahrt**

Ansprechpartner: **M. Konstantinov**

Institution: DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme

Adresse: **Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen** **Telefon:** **0551-7092876**
e-mail: mikhail.konstantinov@dlr.de

Weitere Partner: **M. Rütten, M. Lambert, C. Wagner**

Thema: Numerische Simulation gemischter thermischen Konvektionsströmung mit Strahlung in der Flugzeugkabine

Ausgangssituation:

Die Vorhersage des thermischen Komforts in der Flugzeugkabine hängt von verschiedenen Wärmequellen ab. Besonders eingebaute Kommunikations- und Unterhaltungselektronik, solare Strahlung sowie die Leistungselektronik verschiedener Steuerungskreise sind zu berücksichtigen. Die Flugpassagiere tragen selbst einen maßgeblichen Anteil an Wärme in die Kabine ein. Experimente sind aufgrund des hohen konfigurativen Aufwandes sehr teuer, sie liefern jedoch wertvolle Informationen zur Verbesserung der verwendeten Modelle in der numerischen Simulation und dienen der Validierung [1-2]. In diesem Zusammenhang ist die Entwicklung neuer Turbulenzmodelle und Wärmestrahlungsmodelle für zunehmend genauere und realistische numerische Vorhersage erforderlich.

Ziel:

Wie sich die Modellierung der Wärmestrahlung auf thermische Konvektion auswirkt, ist Gegenstand dieser Arbeit.

Lösungsweg:

Die Berechnungen mit Wärmestrahlung und Turbulenzmodell k-ω SST wurden sowohl mit dem DLR eigenen CFD Code THETA als auch mit dem kommerziellen Code STAR-CD durchgeführt. Die CFD Ergebnisse werden experimentellen Ergebnissen gegenübergestellt. In den hier vorgestellten numerischen Simulationen wird der Wärmetransport durch Strahlung von Oberfläche zu Oberfläche mittels der Discrete-Transfer-Radiation-Method (DTRM) modelliert. Es wurden 32x32 Abstrahlungsrichtungen pro Wandface vorgegeben. Die numerischen Berechnungen wurden für ein Kabinensegment der Do728 durchgeführt. Es wird nur eine Passagiersitzreihe betrachtet. Das gesamte CFD - Modell besteht aus ca. 7 Mio. Zellen. Für das berechnete CFD - Modell wurde ein Zeitschritt von Δt = 1e-3 s gewählt. Die Randbedingungen für die Berechnung wurden aufgrund der detaillierten experimentellen Unter-suchungen ausgewählt

STAB

Ergebnis:

Aus den Ergebnissen lassen sich folgende Schlussfolgerungen ziehen:

- Die CFD Berechnungen mit Wärmestrahlungsmodell zeigen eine gute Übereinstimmung mit experimentellen Messungen.
- Die Temperaturberechnungen der Kabinenströmung ohne Strahlung sind weniger für eine Komfortaussage geeignet.
- Der Zusammenhang zwischen der turbulenten Strömung mit der thermischen Konvektion und der Wärmestrahlung ist sehr kompliziert und hängt stark von den Randbedingungen ab.
- Deswegen ist die Erstellung einer entsprechenden Datenbank mit den Wärmetransportkoeffizienten und Wärmerandbedingungen für alle Materialien für die Berechnung von großer Bedeutung.

In Abb. 1 ist ein Beispiel der Temperaturverteilung an der Wand bei der Temperaturberechnung mit Wärmestrahlungsmodell dargestellt.

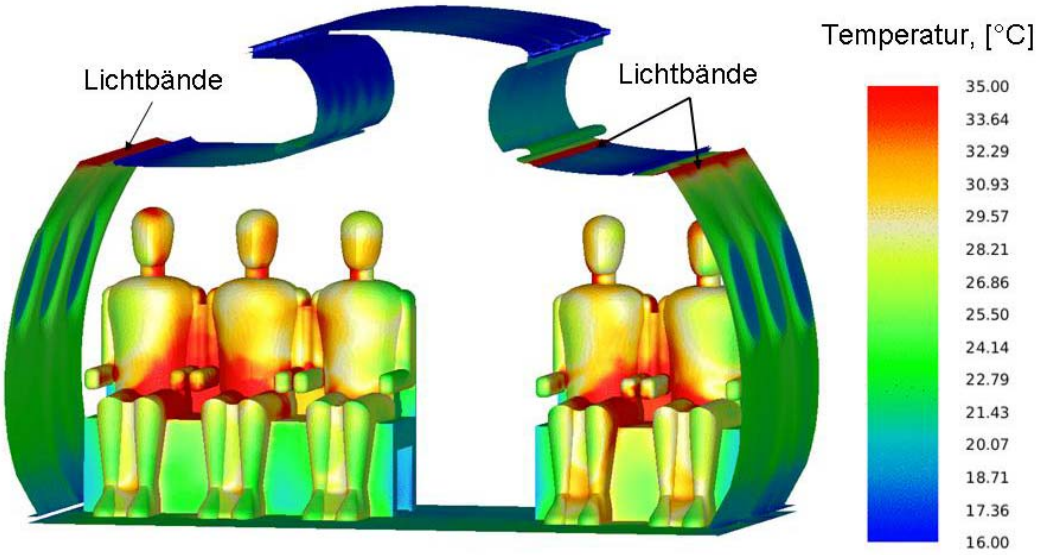


Abbildung:1: Wandtemperaturverteilung.

Literatur:

[1] M. Rütten, M. Konstantinov, C. Wagner, Analysis of Cabin Air Ventilation in the Do728 Test Facility Based on High-Resolution Thermography, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008.

[2] J. Bosbach, M. Kühn, M. Rütten, C. Wagner, Mixed Convection in a Full Scale Aircraft Cabin Mock-Up. ICAS 2006 – 25 th International Congress of the Aeronautical Sciences, Germany, 2006.

Weiteres Vorgehen:

- Das Strömungsfeld in der Kabine ist im Wesentlichen durch die Konfiguration der KLA gekennzeichnet. Die Untersuchung des Einflusses dieser Phänomene auf die Komfortaussage ist Gegenstand laufender Arbeiten.
- Die dargestellte Studie hat gezeigt, dass die DTRM eine sehr effektive Modellierung der Wärmestrahlung erlaubt. Jedoch werden bisher nur glatte Oberflächen angenommen, haptische Eigenschaften sind bisher ausgeschlossen, obwohl sie die Abstrahlung stark verändern. Dies muss in verbesserten Modellen berücksichtigt werden.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Vermischungsvorgänge

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Markus Rütten, Prof. Dr.-Ing. Claus Wagner

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

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

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

weitere Partner:

Thema: Simulation of Cabin Air Outlet Flows

Ausgangssituation: In particular the thermal comfort of passengers is the essential design objective in the cabin air ventilation layout for modern civil passenger aircraft [1]**Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**. Solar radiation, electrical equipment, onboard electronics, high power converters, in-flight entertainment and communication devices and most important the heat release of the passengers are representing thermal loads. This heat loads have to be balanced by cold air coming from the air vents of cabin air outlets of the air ventilation system [3]**Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**. In fact, the temperature distribution inside the passenger cabin can only be controlled by the air conditioning system. Besides providing the passengers with the fresh, an essential task is to avoid discomfort for the passengers by ensuring a good mixing of fresh with aged air and by guaranteeing a high air flow exchange rate for each individual passenger according to the requirements defined in [2]**Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**. Cabin air outlets are a crucial device for the air flow distribution within the cabin. Although a high air exchange rate is necessary for thermal comfort the incoming fresh air must not exceed a certain flow velocity in order to avoid gust. Therefore, the air should be evenly distributed by an outlet device, i.e. a plenum, an orifice plate or flow straighteners, before it can leave the outlets through the vents forming a homogeneous planar air jet. This optimal precondition facilitates a successive control of the air distribution within the aircraft cabin. In particular, in the early design phase of aircraft cabin layouts numerical flow simulations are undertaken presuming that this precondition is fulfilled. In fact this is not always the case; hence, design work has to be done to improve cabin air outlets. Unfortunately, the space envelope for cabin air outlets is quite limited by stringers, insulation, ducting, wires, cables or lining elements. Not only the outer space envelope is a major constraint when designing air outlets, moreover, internal drag and weight have a negative impact on the power consumption of the Environmental Control System (ECS) and, therefore, on the fuel consumption of the aircraft. Both have to be minimized in order to save power and costs. Not at all, the optimization of cabin air outlets is a major task in the design process of the air ventilation system, in particular when bearing in mind that future cabin interior will be modularly designed and especially customized in order to meet corporate design constraints of the airliners.

Ziel: Special attention is led to the optimization of existing cabin air outlets. Objectives are a homogeneous outflow profile at the air outlet vents and a minimum of pressure losses of the flow within the cabin air outlet.

Lösungsweg: The task of the presented is to analyse the flow field inside a modified cabin air outlet in comparison to the original cabin air outlet in order to identify flow structures which

help to homogenize the outcoming air flow. In particular the impact of the vortical flow structures generated by the additional baffle on the air flow distribution is considered. Thereto, the DLR flow solver THETA has been used to carry out the numerical simulations of the turbulent flow within the original and the modified cabin air outlet. Focal point of the investigation is the specific arrangement of an additional flow baffle building a further plenum and leading to a new air distribution within the air outlet. Inspired by experiments in this numerical study geometrical variations of baffle position and geometries are considered in order to find promising configurations and, even more, principles for the design of such flow control devices. Additional information in the evaluation of the cabin air outlet performance is the pressure losses having a big impact on the power supply of the ECS systems. The pressure losses are the significant criteria in the evaluation process and decide which configuration has to be preferred.

Ergebnis: For specific baffle arrangements in the cabin air outlet it can be shown that the enforced vortical flow system can increase the homogeneity of the outflow fluid significantly. However, the analysis of the vortical flow field and the associated pressure field shows that additional pressure losses are occuring which contradict the idea of having both, less inhomogeneity of the outflow and, simultaneously, less pressure losses. Thereto different flow visualization techniques have been applied to analyse the vortical flow structures. The vortices have been detected by applying the Lambda2 criterion, the normalized helicity criterion has been used to distinguish between counter-rotating vortices. Their interaction gives an impression on the air distribution within the air outlet. The usage of an advanced line integration convolution techniques yields a better understanding of the vortical structures and the occuring pressure losses. Geometrical variations show the direction in which a design and shape optimization might go.

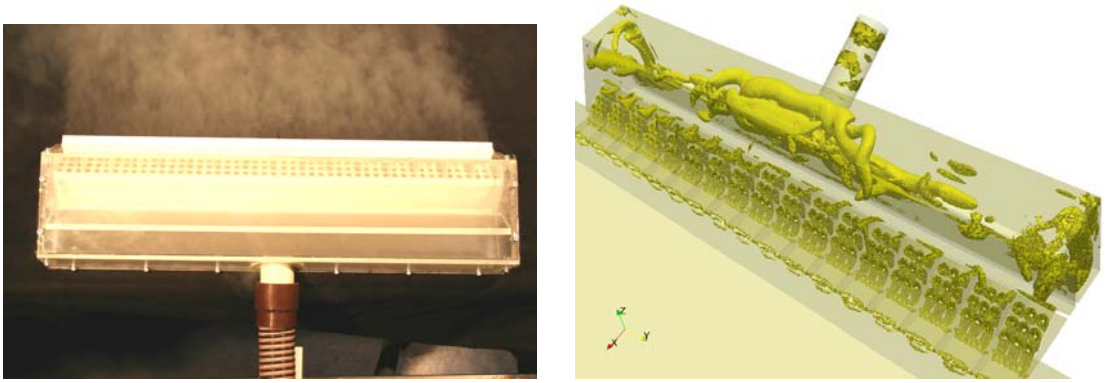


Figure 1: Left: Modified acrylic glass version of the Do728 cabin air outlet, a flat plate blocks the air coming from the cylindrical adapter, the outflow is quite regularly distributed. Right: Redirecting of the inflow by the flow blocking flat plate inside the modified outlet plenum, spread vortical flow structure visualised by applying the Lambda2 vortex identification criterion, an isosurface with a Lambda2 value of -11 is shown.

Literatur:

[1] ASHRAE Standard 55-2004, Thermal Environment Conditions for Human Occupancy. Atlanta: ASHRAE.

[2] ISO 7730, 1994, Moderate Thermal Environments – Determination of the PMV and PPD Indices and Specification of the Conditions for Thermal Comfort.

[3] Zhang H., Huizenga C., Arens E., and Wang D., Thermal sensation and comfort in transient non-uniform thermal environments. European Journal of Applied Physiology 2004, Vol. 92, 728 – 733.

Weiteres Vorgehen: Due to the large number of geometrical and physical parameters affecting the homogeneity of the outcoming air flow it necessary to analyse a certain range of geometrical configuration in order to detect the main physical mechanisms leading to a even air distribution of the outflow. Then a further goal is to reduce the number parameters and to set-up an optimization process to find the best configuration.

Datum: 06.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Ansprechpartner: Philipp Brosche, Yves Govers

Institution: DLR, Institut für Aeroelastik, Fachgruppe Strukturdynamik

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2363
Telefax: 0551/709-2862
e-mail: philipp.brosche@dlr.de

Weitere Partner: DLR-AS, DNW-NWB

Topic:
The influence of the support on the structural dynamic characteristics of the attached wind tunnel model

Introduction:
Within the DLR project IMPULSE it was necessary to determine experimental modal parameters of the DLR-F12 wind tunnel model (a transport aircraft configuration). Modal parameters include structural eigenfrequencies, modeshapes and damping ratios.
The DLR-F12 – Light-Weight Model (LWM) was alternately equipped with a stiff and an elastic wing. The latter was especially built to analyse differing aeroelastic effects from both configurations. The wind tunnel test campaign was conducted in the DNW-NWB where a new model support for dynamic tests has been put into service. The so called Model Positioning System (MPM) allows introducing sinusoidal or even arbitrary transient signals for yaw, pitch and rolling motions. The goal of the whole campaign was to establish a database for validation of CFD-CSM coupled procedures.
To realize yaw, pitch and roll excitation different heads have to be installed on the MPM which also means a new fixation for the LWM. For this reason the modal survey test to determine the structural dynamic characteristics was carried out for every head configuration. This article shows the differences of the modal parameters due to the support properties and a way how to deal with it.

Objectives:
The experimental modal analysis on the DLR-F12 model was performed for two reasons. On the one hand the identified modal parameters were necessary to ensure the aeroelastic stability by a flutter analysis directly with the experimental data. On the other hand the different structural behaviour should be investigated especially focused on the variable head support. The data can finally be used for finite element model updating to obtain a reliable structural dynamic model for coupling CFD-CSM.

Approach:
A rowing hammer test was chosen to analyse the structural dynamic behaviour. With this method, only few very light accelerometers have to be installed on the surface of the LWM. The great number of measurement locations (see Figure 1) is simply achieved by a hammer impact at each location. Consequently, the effect of perturbation of the real modal parameters by additional masses is minimized. Overall, four test configurations were measured. In the elastic wing configuration three different attachments of the model (yaw, pitch and roll-head) have been analysed, while the stiff wing configuration was only tested with a single head.
During the modal survey test, the MPM control was switched on. The angle of attack was 0°.

Results:

The structural dynamic behaviour of the DLR F12 – LWM was investigated up to maximum frequency where flutter may occur. Figure 2 shows the overall setup of the structure in the wind tunnel.

The structural dynamic characteristics change by the different head configurations. Except for the frequency ranges 55-80 Hz and 115-125 Hz, significant mode shifts with respect to the different support stiffness have clearly been observed. In the lower frequency range, the rigid body modes appear in different order (relating to frequency). Moreover, the modal contribution of these modes which can be observed in a normalized frequency response function (Figure 4) varies significantly for the different supports. In detail, Figure 4 shows the mode shift of the roll motion a/c_zz for example; In this case, the frequency shift is about 4.2 Hz between yaw- and pitch-head configurations. The amplitude and modal contribution respectively of the roll motion to the normalized frequency response function can be clearly inspected. In addition, Figure 3 shows frequency deviations of selected modes in contrast to the yaw-head configuration. This reveals that modes in the lower frequency range are significantly influenced by the support conditions. The first elastic modes, such as first symmetric and antisymmetric wing bending, are quite relevant for flutter predictions and finite element model validation.

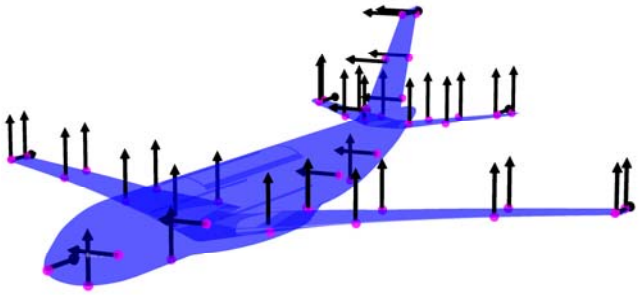


Figure 1: DLR-F12 Measurement Locations

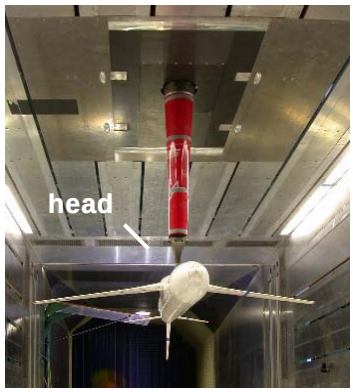


Figure 2: DLR-F12 at DNW-NWB

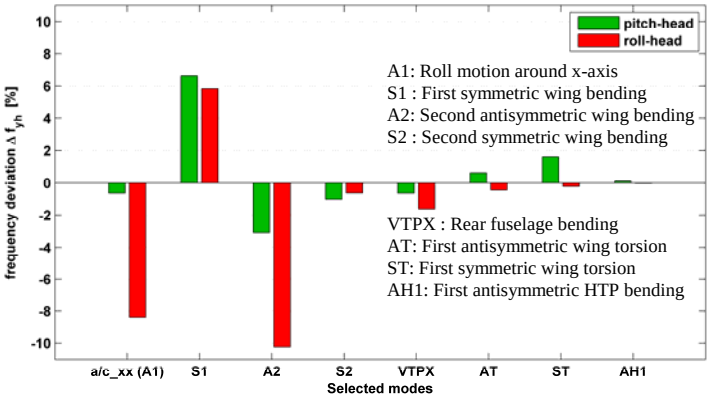


Figure 3: Frequency deviations to yaw head configuration

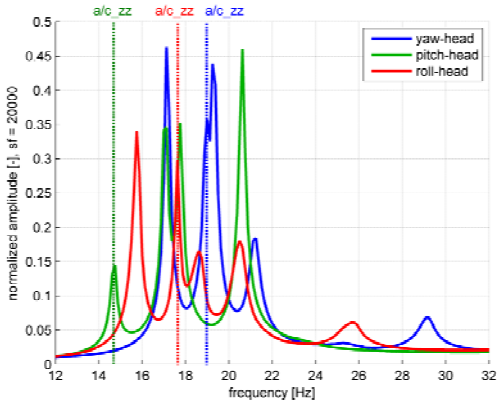


Figure 4: Frequency response functions

Next steps:

For the assessment of the structural dynamic characteristics of wind tunnel models with changing support conditions it is proposed to determine the dynamic stiffness of each support without a model. The main advantage for further tests will be a significant reduction of testing time, because there will only be performed a modal survey test on a single head configuration. These results can be used to update the finite element model in the tested configuration. The updated finite element model can then predict the dynamic behaviour of the wind tunnel model under the remaining head configurations with the previously derived dynamic stiffness.

Datum: 08.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

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

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16131
Telefax: 089/289-16139
e-mail: dietmar.fleischer@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: EADS Deutschland GmbH

Thema: Verfahren reduzierter Ordnung für aeroelastische Anwendungen

Ausgangssituation:
Im industriellen Flatteranalyseprozess basiert die Berechnung der instationären aerodynamischen Luftkräfte, verursacht durch die Umströmung der harmonisch schwingenden Flügelstruktur, derzeit noch weitgehend auf Verfahren der Potentialtheorie. Damit ist es möglich, in kurzer Zeit die instationären aerodynamischen Größen zu berechnen, jedoch werden die Strömungsgrößen vor allem im transsonischen Flugbereich ungenau wiedergegeben. Starke Verdichtungsstöße können nicht erfasst werden, so dass keine Informationen hinsichtlich Stoßintensität und Stoßlage vorliegen. Deshalb ist es von großem Interesse, die instationären aerodynamischen Lasten mit höherwertigeren Verfahren (CFD-Verfahren) zu berechnen, um so Ergebnisse mit ausreichender Genauigkeit im Hinblick auf die weitere Verarbeitung zu erzielen. Andererseits sind CFD-Verfahren zur Lösung von Strömungsproblemen mit Euler- oder Navier-Stokes-Lösern rechenzeitaufwendig, vor allem wenn eine hohe Anzahl an zu variierenden Parametern vorliegt (z.B. Machzahl, Anstellwinkel, reduzierte Frequenz, Schwingungsform). Aus diesem Grunde wird versucht, basierend auf zeitgenauen CFD-Methoden, Verfahren reduzierter Ordnung zu gewinnen, sog. „Reduced Order Models“ - ROMs. Damit soll einerseits der Rechenzeitaufwand verringert und andererseits die Qualität einer nichtlinearen CFD-Lösung weitgehend beibehalten werden (im Rahmen der getroffenen Annahmen).

Ziel:
Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, ein ROM für das am Lehrstuhl für Aerodynamik vorhandene Euler-Verfahren zu entwickeln. Das ROM soll im Zeitbereich arbeiten und die generalisierten Luftkräfte (GAF) aufgrund der Bewegung in den Eigenformen der Struktur berechnen.

Lösungsweg:
Ein ROM im Zeitbereich kann über die Zustandsraumdarstellung gewonnen werden, wobei hier nicht das gesamte instationäre Strömungsfeld berechnet wird, sondern man sich auf wenige wesentliche globale Größen als Ergebnis beschränkt. Hierbei stehen die generalisierten Luftkräfte im Vordergrund der Betrachtung, die dann weiter in den aeroelastischen Flatteranalyseprozess integriert werden können. Um das aerodynamische ROM im Zeitbereich zu erzeugen, muss in einem ersten Schritt die Systemidentifikation des CFD-Systems erfolgen. Dazu werden dem CFD-Löser Impuls- oder Sprungfunktionen aufgeprägt. Die generalisierten Luftkräfte werden als Antwort auf die entsprechenden Eingänge aufgezeichnet. Die Systemidentifikation erfolgt anschließend mit den MATLAB-Routinen ERA für

Impulsfunktionen als Eingangssignal („Eigensystem Realization Algorithm“) bzw. OKID für beliebige Eingangssignale („Observer Kalman Identification Algorithm“). Über die Systemidentifikation gelangt man schließlich zur Zustandsraumdarstellung eines linearen zeitinvarianten dynamischen Systems und kann damit für beliebige Eingangssignale (z.B. harmonische Funktionen) die Systemantwort in Form von GAF-Werten berechnen.

Ergebnis:
Als Testbeispiel wurde die AGARD 445.6 Konfiguration ausgewählt, für die schon umfangreiche Referenzergebnisse zum Vergleich vorliegen [1]. Die Systemidentifikation erfolgt über Sprungfunktionen und es wurden die ersten beiden Moden der Struktur betrachtet (Abbildung 1). Ein Vergleich der GAF-Verläufe für eine harmonische Auslenkung von Eigenmode 2, berechnet mit dem Euler-Löser und mit dem erstellten ROM-Verfahren, zeigt eine sehr gute Übereinstimmung der beiden Systemantworten (Abbildung 2).



Abbildung 1: Die ersten zwei Eigenformen der AGARD 445.6 Konfiguration

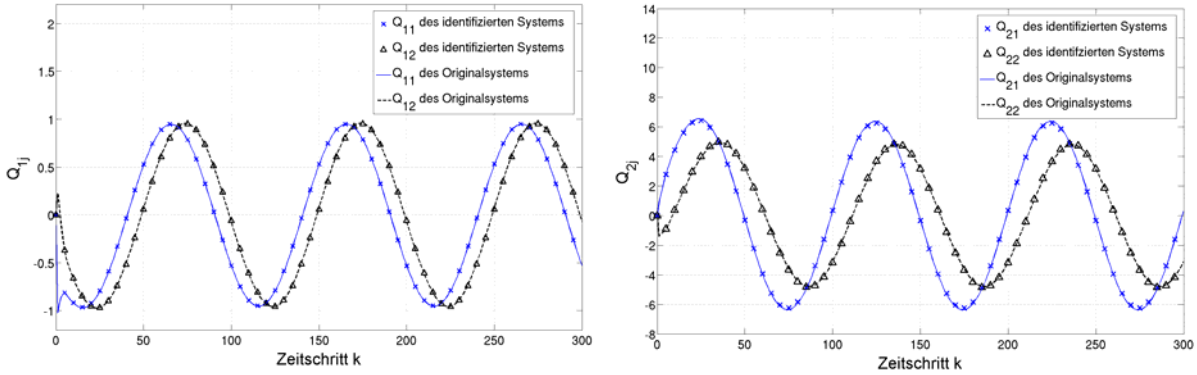


Abbildung 2: Antwort des Originalsystems und des identifizierten ROMs bezüglich der GAF-Werte Q_{11}, Q_{12}, Q_{21} und Q_{22}

Weiteres Vorgehen:
Eine Erweiterung des vorgestellten ROM-Verfahrens stellt die simultane Anregung mehrerer Eigenmoden des Originalsystems mit Hilfe von orthogonalen Funktionen dar [2]. Dadurch reduziert sich der numerische Rechenaufwand auf lediglich eine Rechnung am Originalsystem.

Literatur:
[1] D. Fleischer, C. Vidy, M. Iatrou, C. Breitsamter, C. Weishäupl. *Linear Flutter Prediction For Low Aspect Ratio Wings Using A Small Disturbance Euler Method*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2009, Seattle (WA), IFASD-2009-055.
[2] W. A. Silva, V. N. Vatsa, R. T. Biedron. *Development of Unsteady Aerodynamic and Aeroelastic Reduced-Order Models Using the FUN3D Code*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2009, Seattle (WA), IFASD-2009-030.

Datum: 20.02.2010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Ansprechpartner: B. Lambie, A. Krenik, M. Jain und C. Tropea

Institution: Center of Smart Interfaces,
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166205
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: lambie@csi.tu-darmstadt.de

Thema: **Untersuchung an einem Profil mit elastischer Hinterkante**

Ausgangssituation:
Das übergeordnete Ziel gegenwärtiger Untersuchungen zur Fluid-Struktur Interaktion ist Potentiale für einen gewinnbringenden Einsatz dieser Wechselwirkungen zu bestimmen. Hier wurden bereits entscheidende Fortschritte auf dem Gebiet der Kopplung von numerischen Lösern für Struktur und Strömung erzielt. Ein Schwerpunkt liegt weiterhin in der Bestimmung des Nutzens flexibler Profile für den Schlagflug bei kleinen Reynolds-Zahlen. Die vorliegende Arbeit untersucht die Möglichkeit, eine elastische Hinterkante zur passiven Böenlastminderung unter Betriebsbedingungen von Windkraftanlagen einzusetzen. Gegenwärtig werden insbesondere aktive Kontrollmöglichkeiten zur Lastminderung erforscht [1].

Ziel:
Das Ziel ist eine Lastkontrolle an Rotorblättern durch einstellbare Strukturseifigkeiten zu erreichen. Neben der beabsichtigten Verformung aufgrund der Strömungskräfte muss auf die Vermeidung von Schwingungen durch eine geeignete Strukturdämpfung geachtet werden. Die wesentliche Frage ist, welche Längen- und Zeitskalen der instationären Anströmung sind für eine nutzbringende Interaktion mit dem Profil relevant.

Lösungsweg:
Numerische Berechnungen mit Hilfe des kommerziellen Softwarepaketes ANSYS 12 liefern Abschätzungen über zu erwartende Auftriebsänderungen. Die Strömungsdomäne wurde mit einem strukturierten doppelten C-Gitter diskretisiert und mit dem Strömungslöser CFX berechnet. Das Strukturmodell des NACA 4415 Profils wurde mit dem FE-Programm ANSYS Mechanical aufgebaut. Der Austausch der Druckkräfte und Verschiebungen zwischen den beiden Lösern erfolgt über den integrierten Kopplungsalgorithmus ANSY MFX (Multi-Field Simulation).

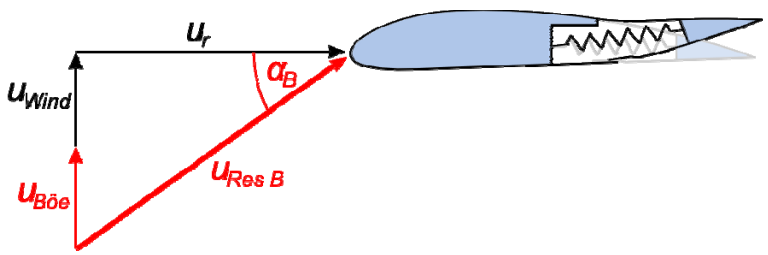


Abb. 1: Konzept der elastischen Hinterkante

STAB

Ergebnis:
Das derzeit untersuchte Konzept ist in Abb. 1 zu sehen. Die Steifigkeit der Hinterkante kann über die Zugfeder eingestellt werden, so dass ein Entwölben des Profils möglich ist mit der eine Reduzierung des Auftriebs einhergeht. Parallel zur Feder wurde ein Dämpferelement integriert mit einem Dämpfungsmaß von 2. Die Böe wurde über die Geschwindigkeitskomponenten des Einlaufs eingestellt, wobei die Windgeschwindigkeit durch eine zeitabhängige Funktion gegeben ist. Die Anstellwinkeländerungen betragen 5 Grad innerhalb einer Sekunde, welche bei einer Anströmgeschwindigkeit von 60 m/s als quasi-stationär gelten. Die sich ergebende Lastminderung wird in Abb. 2 durch eine Reduzierung des Auftriebsbeiwertes ausgedrückt. Für eine Änderung im Anstellwinkel von 0 auf 5 Grad (links) ist eine Abnahme von 6 Prozent zu erwarten, für die Böe, die eine Änderung im Anströmwinkel von 5 auf 10 Grad zur Folge hat, etwa 8,2 Prozent (rechts).

Weitere Vorgehensweise:
In einem weiteren Schritt sollen instationäre Anstellwinkeländerungen untersucht werden. Zudem werden Berechnungen mit unterschiedlichen Steifigkeiten durchgeführt. Die Ergebnisse sollen die Basis für die Implementierung der Profilaerodynamik in ein Rotorblattmodell ergeben, um den Nutzen der elastischen Hinterkante hinsichtlich einer Reduzierung des Wurzelbiegemomentes zu bestimmen. Windkanalexperimente zu Validierung befinden sich in der Planung.

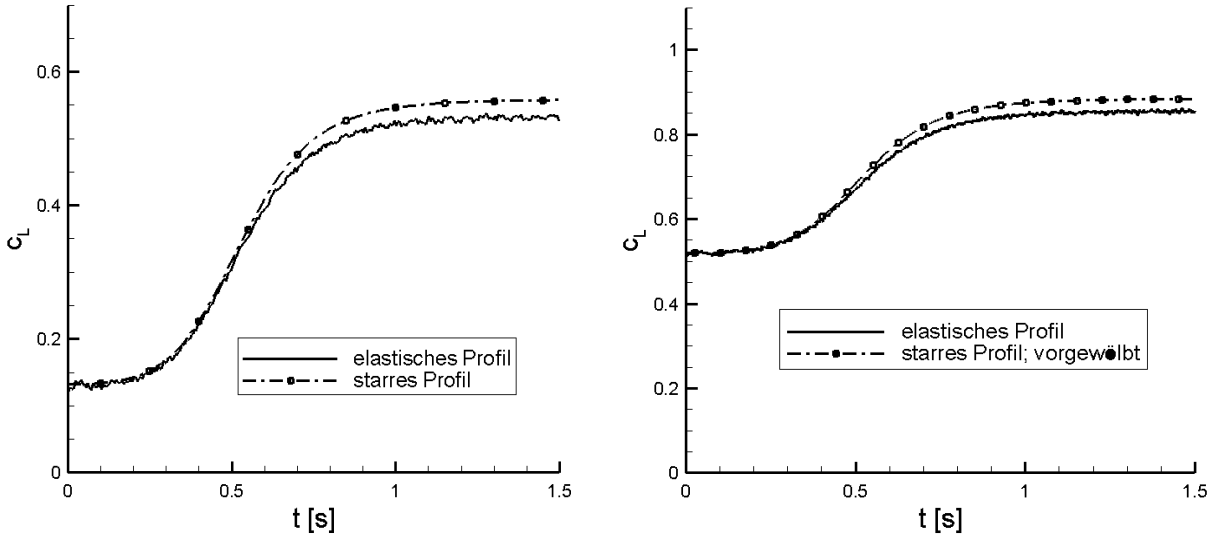


Abb. 2: Auftriebsbeiwert infolge einer Böe: Anstellwinkel von 0° auf 5° (links) und 5° auf 10° (rechts)

Literatur:
[1] Barlas, T.K. und G.A.M. van Kuik (2009): Review of state of the art in smart rotor control research for wind turbines, Progress in Aerospace Science, oi:10.1016/j.paerosci.2009.08.002

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Aeroelastik		
Ansprechpartner	Dr. W. Send		
Institution	DLR-Institut für Aeroelastik *)		
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen	**Telefon:**	0551/794075
		Telefax:	0551/7905708
	*) Bis 31.10.2009	**e-Mail:**	wsend@t-online.de

Weitere Partner	DLR Projekt iGREEN
Thema	**Erhaltung der 3D Zirkulation bei 2D Experimenten im Windkanal** Randeffekte als Folge zentraler Erhaltungseigenschaften

Ausgangssituation

Das spezielle Thema ist Ergebnis einer Untersuchung im Rahmen des DLR-Projekts iGREEN zum Einfluss einer Störung, die von einer Tragfläche auf das stromab liegende Leitwerk ausgeübt wird. Dabei wird diese Konfiguration im Hinblick auf Experimente im Transsonischen Windkanal Göttingen modellhaft approximiert. Im Kern geht es um die Beschreibung des Transports der Störung vermittels des DLR-Taucodes. Die Störung kann periodisch durch Eigenschwingungen oder aperiodisch durch eine Bö verursacht sein. Erste 3D Ergebnisse sind auf der Stab-Tagung 2008 vorgetragen worden und stehen derzeit zur Veröffentlichung an [1]. Der vorliegende Bericht knüpft an den Bericht an, der auf der Stab-Tagung 2007 vorgetragen worden ist und 2D Ergebnisse präsentiert.

Ziel

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.

Im Hinblick auf das Thema des Berichts steht die Erhaltung der Zirkulation als 3D Erscheinung im Vordergrund. Damit ist stationär das Auftreten der Randwirbel und instationär der Transport der alternierenden Wirbelringe gemeint, die auf der Grenzschicht der Kanalwand aufsitzen.

Lösungsweg

Die Deutung der numerischen Ergebnisse leitet sich ab aus der Tatsache, dass der niedrige Unterschall, also das Gebiet nahezu inkompressibler Strömung, allein Wirbeldynamik ist. Die wesentlichen Zusammenhänge aus dem Bericht 2007 seien an dieser Stelle noch einmal genannt. Vom Autor ist in einer früheren Arbeit [2] eine Näherung der Wirbeltransportgleichung hergeleitet worden

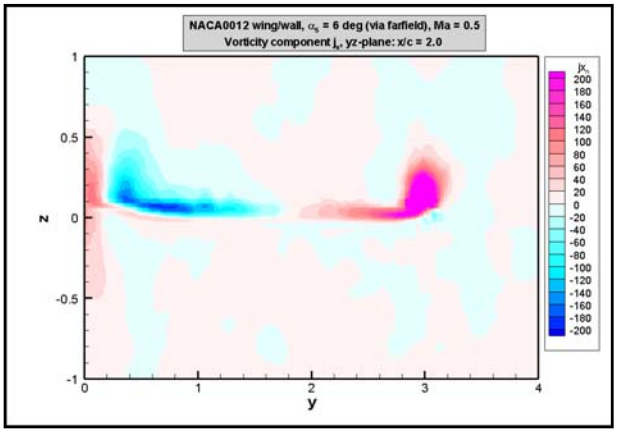
$$\frac{d}{dt}\ \mathbf{j}(\mathbf{x},t) = \mathbf{j}(\mathbf{x},t)\cdot grad\mathbf{v}(\mathbf{x},t) + \frac{\eta}{\rho(p)}\Delta\mathbf{j}(\mathbf{x},t) - \theta(\mathbf{x},t)\cdot\mathbf{j}(\mathbf{x},t)$$

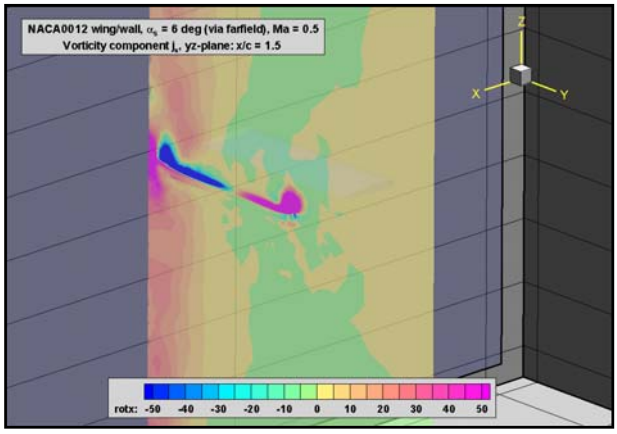
Die Gleichung beruht auf der Vereinfachung, dass die Terme, in denen die Effekte Kompressibilität und Viskosität als Produkt auftreten, als sekundäre physikalische Effekte vernachlässigt sind. $\theta = div\,\mathbf{v}$ ist die in der Gleichung auftretende Quelldichte. Ist Γ der skalare Fluss von **j** (Zirkulation) durch eine mit den Partikeln fest verbundene (mitbewegte) Fläche *S*, dann liefert diese Gleichung ein für die Untersuchung sehr hilfreiches Ergebnis

$$\frac{d}{dt}\ \delta\Gamma = \left[\frac{d}{dt}\ \mathbf{j} - \mathbf{j}\cdot grad\mathbf{v} + \theta\cdot\mathbf{j}\right]\cdot dS = \left[\frac{\eta}{\rho(p)}\Delta\mathbf{j}\right]\cdot dS\ \ mit\ \ \Gamma(\mathbf{j}) = \int_S\int\mathbf{j}\cdot d\mathbf{S}$$

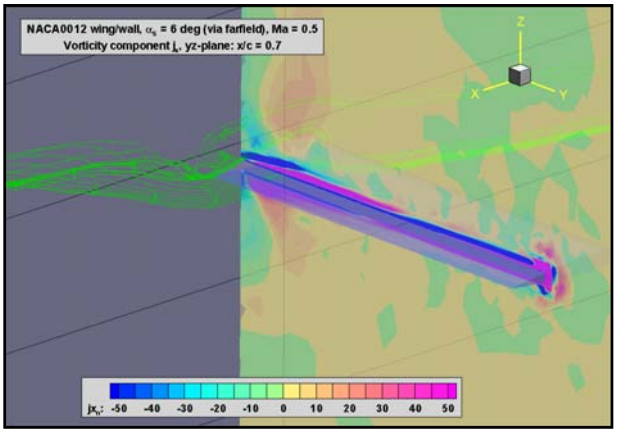
Die Zirkulation einer mitbewegten Fläche bleibt auch in stoßfreier Unterschallströmung erhalten, solange Diffusion von Wirbeldichte in der Umgebung der Fläche durch Auslassen des Diffusionsterms ausgeschlossen bleibt. Diese Tatsache ist der Grund, dass es im Experiment faktisch keine zweidimensionalen Strömungen gibt.

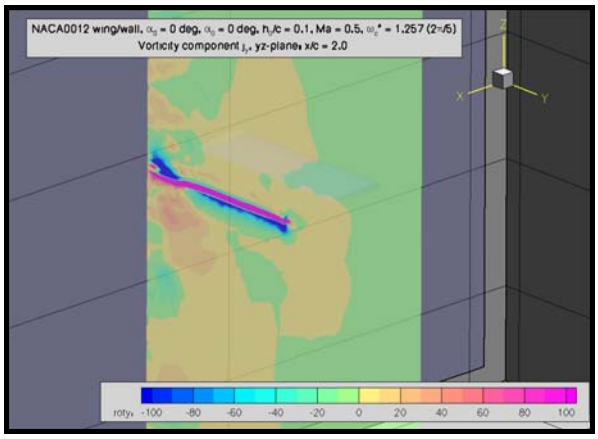
Ergebnisse





Stationäre Randwirbel eines NACA0012 Flügels im Querschnitt und in räumlicher Darstellung





Bildung von Rückströmgebieten, stationär (links) - Ausgeprägte Phasenverschiebung an der Kanalwand (rechts)

Ein NACA0012 Halbflügel grenzt (stromauf gesehen) auf der linken Seite an die Kanalwand, auf der rechten Seite ragt die Flügelspitze in die freie Anströmung. Die Kanalwand ist als viskose Wand berechnet. Dies entspricht der realen Situation in einem Experiment. Die obere Bildreihe zeigt den stationären Randwirbel hinter einem angestellten Flügel. In der unteren Bildreihe ist links ein typisches Rückströmgebiet in stationärer Strömung dargestellt. Instationär führt die Verzögerung an Wand zu einer Verbreiterung und Auffächerung der Querwirbel. Die Ergebnisse stammen von ersten 3D Rechnungen mit dem DLR Tau Code, deren numerische Qualität noch verbessert werden muss (Test auf Verschwinden der Zirkulation *Total circ.* über eine Periode):

```
>>> Total circulation per period  -   Fourier analysis for x-cut:     2.00000   x-component

        t           Y1         FouF          P_1         COS_1        SIN_1       d1_abs      d1_phas
  0.00000E+00  -32.996      0.00000E+00  -2.9085
  2.77778E-02  -45.200       1.0000      0.99310      -36.838       10.816       38.393       163.64
  5.55556E-02  -45.094       2.0000      2.23362E-03  0.60766       1.7164       1.8208       70.504

     x-Position Total circ.   Amplitude     Phase     Phase  Phase+90 Rel.err %  Harmonic
         2.0000   -2.07        38.4        163.64    163.64   -106.36     -5.40  0.993095
```

```
>>> Total circulation per period  -   Fourier analysis for x-cut:     2.00000  y-component

        t           Y1         FouF          P_1         COS_1        SIN_1       d1_abs      d1_phas
  0.00000E+00   67.667      0.00000E+00   8.6871
  2.77778E-02   79.373       1.0000      0.98744       70.543      -30.471       76.842      -23.362
  5.55556E-02   83.933       2.0000      1.00008E-03  -2.2091       1.0488       2.4455       154.60

     x-Position Total circ.   Amplitude     Phase     Phase  Phase+90 Rel.err %  Harmonic
         2.0000    7.05        76.8        -23.36    336.64     66.64      9.17  0.987442
```

Weiteres Vorgehen

Die bisherigen und – soweit der Verfasser betroffen ist - im Abschluss befindlichen Untersuchungen werden noch in einem Forschungsbericht zusammengestellt, der auch Empfehlungen enthält für das Vorgehen im Hinblick auf die Beschaffung physikalisch konsistenter Ergebnisse.

[1] W. Send, *An approach to the gust problem with interfering profiles*, 16. DGLR-Fachsymposium der STAB, RWTH Aachen, November 3-4, 2008. Erscheint in der Serie: New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics, Springer Verlag.

[2] W. Send, *Zur Lösung des räumlichen Interferenzproblems in der Instationären Aerodynamik* , DFVLR FB 95-42, Hrsg. Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. , Köln 1995, ISSN 0939-2963.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: René-Daniel Cecora, Axel Probst, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2995
e-mail: r-d.cecora@tu-bs.de

Weitere Partner: Lufo IV – Verbundvorhaben *ComFliTe*

Thema: Verifikation der ε^h-RSM-Implementierung im DLR-TAU-Code für industrielle Problemstellungen

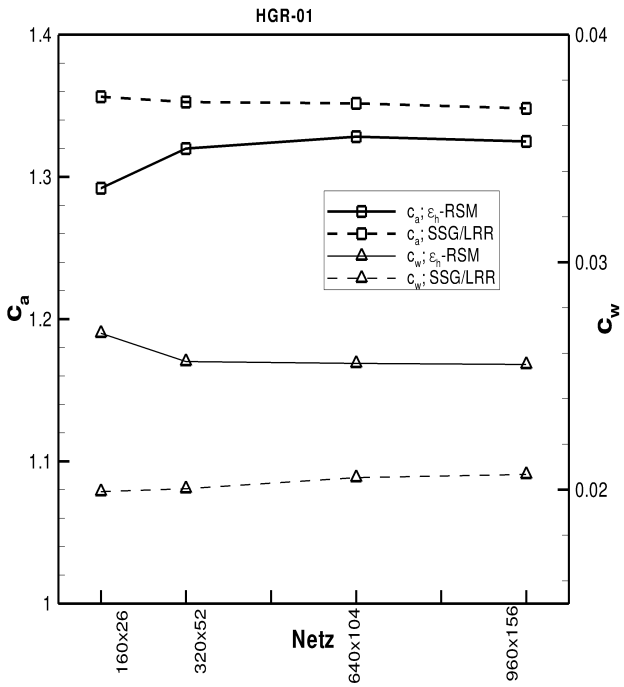
Ausgangssituation:
Die numerische Strömungssimulation spielt bei der Entwicklung neuer Flugzeuge eine wichtige Rolle. Entscheidend für die Qualität der Strömungslösung ist die richtige Vorhersage turbulenter Größen, die durch geeignete Ansätze modelliert werden müssen. Als vielversprechend erweisen sich die sogenannten *Reynolds-Spannungsmodelle (RSM),* die wegen ihres erhöhten Rechenaufwandes bisher wenig genutzt wurden. Im Gegensatz zu den *Wirbelviskositätsmodellen* verzichten die RSM auf die Boussinesq-Hypothese, nach der die Reynolds-Spannungen linear mit dem Scherratentensor verknüpft sind. Stattdessen wird für jede Reynolds-Spannung eine eigene Transportgleichung gelöst. Durch die steigenden Rechenleistungen der letzten Jahre wächst nun das Interesse an den physikalisch fundierteren Reynolds-Spannungsmodellen auch in der industriellen Anwendung.

Ziel:
Ein in den DLR-TAU-Code implementiertes Reynolds-Spannungsmodell [1] nach Jakirlić und Hanjalić (ε^h-RSM) wird im Rahmen des Verbundvorhabens *ComFliTe* auf seine Anwendbarkeit für industrielle Problemstellungen untersucht. Zu diesem Zweck werden verschiedene bekannte Testfälle nachgerechnet, anhand derer die Qualität des Turbulenzmodells nachgewiesen werden soll.
Ein wichtiges Kriterium für die Industrietauglichkeit von Turbulenzmodellen ist die Lösungsgenauigkeit bei geringer Netzauflösung, um auch die Simulation komplexer 3D-Fälle zu ermöglichen. Diese soll durch mehrere Netzkonvergenzstudien festgestellt werden.

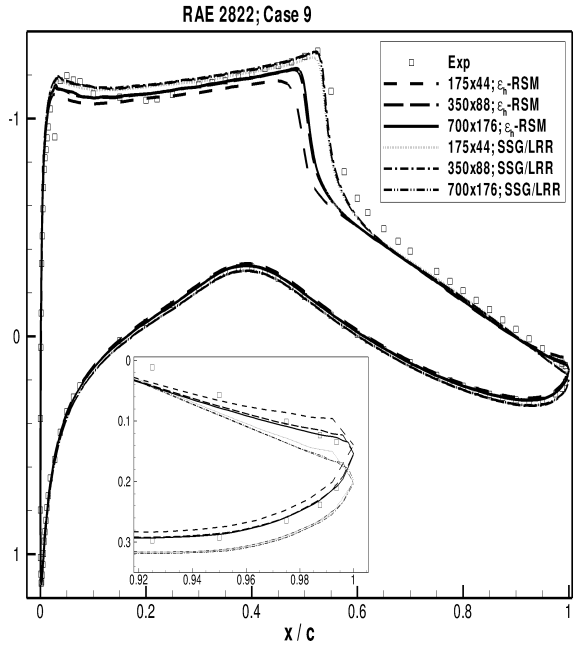
Lösungsweg:
Als 2D-Testfall für den langsamen Unterschallbereich wird das Höhenleitwerksprofil HGR-01 bei einer Anström-Machzahl von 0,073 und einer Reynoldszahl von 656000 verwendet. Auf vier unterschiedlich feinen Netzen werden mit dem ε^h-RSM sowie mit dem Standard-RSM des DLR (SSG/LRR-ω-RSM) [2] Strömungslösungen in der Nähe des Maximalauftriebs berechnet. Die Anzahl der Zellen im strukturierten Bereich der Hybridnetze beträgt 160x26, 320x52, 640x104 sowie 960x156.
Als 2D-Testfall für den transsonischen Geschwindigkeitsbereich dient das Profil RAE 2822. Verwendet werden hier insgesamt drei Netze, der strukturierte Bereich enthält 175x44, 350x88 und 700x176 Zellen.

STAB

Ergebnis:
In beiden Fällen ist eine gute Konvergenz der Lösungen mit zunehmender Netzauflösung erkennbar, bereits ab dem jeweils zweitgröbsten Netz betragen die Änderungen in Auftriebs- und Widerstandsbeiwert weniger als ein Prozent.
Im transsonischen Testfall unterscheiden sich die Lösungen stark in der Position des Verdichtungsstoßes, der auf der Profiloberseite auftritt. Bei der Simulation mit dem ε^h-RSM findet der Stoß deutlich früher statt, wobei die Stoßlage in den experimentellen Daten von Cook et. al. [3] besser mit dem SSG/LRR-ω-RSM übereinstimmt. Ein weiterer Unterschied findet sich im Hinterkantendruck, der bei Simulation mit dem ε^h-RSM näher an den experimentellen Ergenissen liegt. Zu beachten sind jedoch große Unsicherheiten des Windkanaleinflusses auf die experimentellen Daten.



HGR-01: Auftriebs- und Widerstandsbeiwert für verschiedene Netze, α = 10°



RAE 2822: Druckverteilung für verschiedene Netze

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, 2007.

[3]: Cook, P. H., McDonald, M. A., Firmin, M. C. P.: *Aerofoil RAE 2822 – Pressure Distributions and Boundary Layer and Wake Measurements*. AGARD-AR-138, 1979.

Weiteres Vorgehen:
Die Netzkonvergenzstudie am RAE 2822 wird auf einen Testfall mit stoßinduzierter Ablösung (Case 10) erweitert, zudem wird die Umströmung des 3D-Flügels ONERA M6 auf verschiedenen Netzen simuliert.

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: Airbus, EADS-MAS, Eurocopter, RWTH Aachen (Aerodynamisches Institut, Lehrstuhl für computergestützte Analyse technischer Systeme), TU Berlin, TU Braunschweig (Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Institut für Strömungsmechanik, Institut für Wissenschaftliches Rechnen), Universität Stuttgart, Universität Trier.

Thema: Das Verbundprojekt MUNA – Management und Minimierung von Unsicherheiten in der Numerischen Aerodynamik

Ausgangssituation:
Die numerische Simulation von Strömungen hat sich in den letzten Jahren zu einer Schlüsseltechnologie der Luftfahrtindustrie entwickelt. Insbesondere soll sie zukünftig als Hauptquelle aller erforderlichen aerodynamischer Daten beim Entwurf neuer Fluggeräte dienen. Dies erfordert jedoch eine sichere Einschätzung der Gültigkeit und Genauigkeit zugrundeliegender Simulationsergebnisse, und zwar im gesamten Flugbereich einschließlich seiner Grenzen. Anders als bei Messdaten ist eine quantitative Angabe der Unsicherheiten numerischer Simulationsergebnisse jedoch bislang nur eingeschränkt möglich. Dieses Defizit ist vor allem vor dem Hintergrund bedeutsam, dass sich Erfahrungen aus der Vergangenheit auf vollkommen neue Konfigurationen, wie sie für die Realisierung der „Vision 2020“ [1] zu erwarten sind, nicht mehr einfach übertragen lassen.

Ziel:
Eingebettet in die strategischen Gesamtziele, die Wirtschaftlichkeit, Umweltverträglichkeit und Sicherheit neu entwickelter Fluggeräte gegenüber dem heutigen Stand deutlich zu steigern, soll das Potential der numerischen Strömungssimulation vollständiger als bisher ausgeschöpft werden, indem neben der reinen Strömungslösung auch Angaben zu den damit verbundenen Unsicherheiten bereitgestellt werden. Dies erfordert es, zunächst die vorhandenen Unsicherheitsquellen in numerischen Simulationen zu identifizieren und die Größe der auftretenden charakteristischen Unsicherheiten zu bestimmen. Darauf aufbauend sind die Sensitivitäten numerischer Lösungen bezüglich der ermittelten Unsicherheitsquellen zu analysieren und die zugehörigen Fehlerbandbreiten zu berechnen. Als Ergebnis erhält man eine Aussage darüber, welche der vorhandenen Unsicherheiten tatsächlich maßgeblich sind. Zu deren Minimierung sind dann Methoden und Vorgehensweisen zu entwickeln, die abschließend auf ihre Zuverlässigkeit insbesondere in der industriellen Anwendung überprüft werden müssen.

Lösungsweg:
In der Nachfolge der Verbundprojekte MEGAFLOW und MEGADESIGN wird im Lufo-IV-Verbundprojekt MUNA von insgesamt 12 Partnern an der Entwicklung unterschiedlicher Methoden zur Handhabung und Minimierung von Unsicherheiten gearbeitet. Schwerpunkte sind dabei die Einflüsse des Rechennetzes, der Turbulenzmodellierung, der Numerik und der Geometrie und Verformung, einschließlich der Kopplung von Strömungs- und Strukturmodellierung. Durch die vertretenen Industriepartner wird dabei sichergestellt, dass die

entwickelten Methoden an praxisrelevanten Testfällen erprobt werden.

Ergebnis:
Netzgenerierung und Netzmanipulation:
Im Mittelpunkt steht die Verbesserung gegebener Rechennetze bezüglich numerischer Fehler. Zu diesem Zweck werden Methoden zur Detektion schlechter Zellen bzw. ungenügend aufgelöster Gebiete und deren Beseitigung entwickelt. Als Indikatoren dienen z.B. die künstliche Dissipation des zentralen Diskretisierungsschemas oder die Information der Adjungierten-Lösung bezüglich Auftrieb, Widerstand oder Nickmoment. Diese Information wird dann im Adaptionsmodul des DLR-TAU-Codes oder anderen in MUNA neu entwickelten Manipulationswerkzeugen ausgewertet.

Turbulenzmodellierung:
Den Schwerpunkt der Arbeiten bildet die Entwicklung von Sensoren, die dem Benutzer anzeigen, ob und wo der Gültigkeitsbereich eines Turbulenzmodells verlassen wird. Die Sensoren können z.B. Gebiete anzeigen, in denen eine Grobstruktursimulation (LES) statt des Reynolds-gemittelten Ansatzes (RANS) verwendet werden sollte, oder kritische Regionen, wie Verdichtungsstöße und Ablösepunkte markieren. Außerdem sollen sie auf Fehlbedienungen hinweisen, wenn z.B. die Netzauflösung nicht mit den Anforderungen des Turbulenzmodells kompatibel ist.

Numerische Verfahren:
Hier wird einerseits an einer Methode zur Reduktion des Diskretisierungsfehlers mittels Defektkorrektur höherer Ordnung gearbeitet, zum anderen werden stochastische numerische Verfahren entwickelt, die bei Variation von Eingabeparametern anhand möglichst weniger Strömungssimulationen die stochastischen Eigenschaften der Lösung approximieren. Diese Techniken können z.B. zur Simulation der Turbulenz in der freien Anströmung verwendet werden bis hin zu Optimierungsaufgaben unter Berücksichtigung von Unsicherheiten in der Konturform, z.B. aufgrund von Fertigungsungenauigkeiten.

Geometrie und Verformung:
Im industriellen Entwurfsprozess werden bewusst Änderungen und Vereinfachungen der Geometrie vorgenommen. In MUNA werden daher Werkzeuge entwickelt, die es erlauben, das Netz mit hoher Genauigkeit entsprechend nachzuführen.
Außerdem wird der Einfluss der Dimensionalität der Strukturmodellierung auf das Verformungsverhalten unter aerodynamischen Lasten untersucht, um Aussagen über die damit verbundenen Unsicherheiten zu erhalten. Hierbei kommen verschiedene numerische Methoden zum Einsatz.
Ein dritter Punkt betrifft die Entwicklung von Kopplungsalgorithmen, mit denen sich die durch die Kopplung von Strömungs- und Struktursimulation bedingten Unsicherheiten minimieren lassen. Insbesondere muss dafür gesorgt werden, dass bei mehrkomponentigen Konfigurationen keine Klaffungen oder Verwerfungen an den Übergängen der Komponenten auftreten.

Literatur:
[1] „European Aeronautics – A Vision for 2020“, Report of the Group of Personalities, Januar 2001.

weiteres Vorgehen:
Das Projekt wird im März 2010 mit einem Abschlussworkshop enden; zurzeit läuft die Validierung der entwickelten Methoden.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: A. Filimon, C.-D. Munz

Institution: Universität Stuttgart
Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG)
Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart
Telefon: 0711/68539942
Telefax: 0711/68563438
e-mail : filimon@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Arbeiten im Verbundprojekt MUNA: Minimierung und Management von Unsicherheiten in der Numerischen Aerodynamik

Thema: Iterierte Defektkorrektur Methode zur Fehleranalyse und Fehlerreduktion

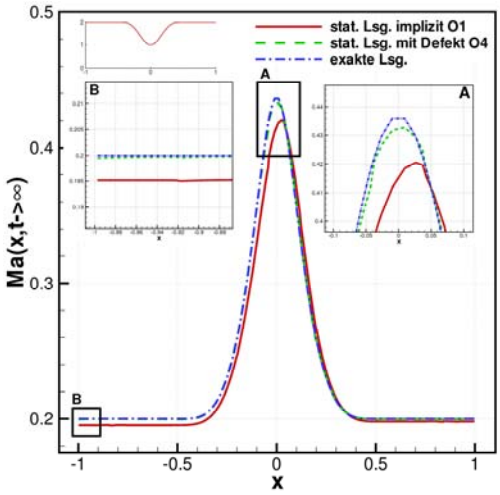
Ausgangssituation: Numerische Simulationen der strömungsmechanischen Gleichungen sind aufgrund der notwendigen Approximationen fehlerbehaftet und es bedarf einer genauen Analyse, um diese Fehler zu lokalisieren, abzuschätzen und wenn nötig zu verringern. Wir betrachten im folgenden Fehler durch die Approximation der Gleichungen. Bei Betrachtung der Diskretisierungsfehler werden Modellierungsfehler ausgeschlossen, so dass die exakte Lösung der Gleichungen die Referenzgröße darstellt und das mathematische Modell als exakte Beschreibung der physikalischen Phänomene betrachtet wird. Beim Diskretisierungsfehler unterscheidet man den lokalen und den globalen Fehler. Der lokale Fehler, oder auch der lokale Defekt einer numerischen Approximation kann durch Einsetzen der exakten Lösung in die diskreten Gleichungen bestimmt werden. Der globale Fehler ergibt sich durch einen Vergleich der Näherungslösung mit der exakten Lösung. Da eine exakte Lösung nur für Spezialfälle zur Verfügung steht, ist die Abschätzung beider Fehler schwierig.

Ziel: Zur Abschätzung von Fehlern setzt man in der Praxis meist Gitterverfeinerungen ein. Wird das gleiche Problem auf mehreren Gitter unterschiedlicher Schrittweiten simuliert, so kann durch Vergleich der Näherungslösungen auch die so genannte experimentelle Konvergenzordnung bestimmt werden. Mit Hilfe der Richardson-Extrapolation kann dann der globale Fehler bestimmt werden. Für technische Probleme mit feinen unstrukturierten Gittern ist diese Analyse jedoch nicht mehr durchführbar. Unsere Arbeiten zielen darauf auf dem gegebenen Ausgangsgitter eine genauere Lösung zu rekonstruieren und diese zur Fehlerabschätzung einzusetzen.

Lösungsweg: Durch eine polynomiale Rekonstruktion der integralen Mittelwerte der stationären Lösung ist eine genauere Berechnung der numerischen Flüsse zwischen den Gitterzellen möglich. Damit wird zunächst der lokale Defekt ermittelt. Der Ansatz der iterierten Defektkorrektur-Methode (IDeC-Methode) besteht dann darin, den ermittelten lokalen Defekt als Quellterm in der zu lösenden Gleichung abzuziehen [1, 2]. Das somit modifizierte Problem wird anschließend wieder mit dem ursprünglichen Verfahren, im Weiteren Basisverfahren genannt, bis zu einer stationären Lösung iteriert, die dann entsprechend dem ermittelten Defekt korrigiert ist. Das Verfahren wird iterativ angewendet, so dass die korrigierte Lösung erneut rekonstruiert wird und ein neuer Defekt berechnet wird. Konvergiert das Verfahren, ergibt sich eine Lösung, welche die Genauigkeitsordnung der Rekonstruktion besitzt. Damit kann mit Hilfe der IDeC-Methode der globale Diskretisierungsfehler ermittelt und reduziert werden.

STAB

Ergebnis: Das Verfahren der IDeC-Methode wurde anhand von mehreren Beispielrechnungen, angewandt auf die stationären Euler-Gleichungen, validiert und verifiziert. Es handelte sich dabei um Testfälle, für welche eine exakte Lösung angegeben werden kann, um sowohl den globalen Diskretisierungsfehler als auch die experimentelle Konvergenzordnung der korrigierten Lösung exakt zu bestimmen. In Abb.1 handelt es sich um die Lösung der eindimensionalen Euler-Gleichungen, welche um einen Geometriequellterm erweitert wurde. Dadurch erhält man eine quasi zweidimensionale achsensymmetrische Düsenströmung, deren Geometrie in Abb. 1 oben, links dargestellt ist. Ein direktes Verfahren erster Ordnung wurde mit Hilfe IDeC-Methode und einer kubischen Rekonstruktion zur Bestimmung des lokalen Defektes auf eine Genauigkeitsordnung entsprechend einem direkten Verfahren 4. Ordnung korrigiert.



h	L^∞	L^1	L^2	$\mathcal{O}_{L^\infty}$	$\mathcal{O}_{L^1}$	$\mathcal{O}_{L^2}$
Basisverfahren $\mathcal{O}1 \rightarrow$ Defektkorrektur mit $\mathcal{O}4$ Rekonstruktion						
0.080	7.69E-003	2.17E-003	2.64E-003	-	-	-
0.040	6.34E-004	1.26E-004	1.78E-004	3.6	4.1	3.9
0.020	3.46E-005	6.08E-005	9.69E-005	4.2	4.4	4.2
0.010	2.14E-006	3.19E-006	5.63E-006	4.0	4.3	4.1
0.005	1.35E-007	1.83E-007	3.44E-007	4.0	4.1	4.0
Basisverfahren $\mathcal{O}1 \rightarrow$ Defektkorrektur mit $\mathcal{O}6$ Rekonstruktion						
0.100	8.80E-003	2.22E-003	2.49E-003	-	-	-
0.067	1.92E-003	2.95E-004	4.19E-004	3.8	5.0	4.4
0.033	6.66E-005	8.94E-006	1.54E-005	4.9	5.0	4.8
0.017	1.54E-006	1.80E-007	3.28E-007	5.4	5.6	5.6
0.008	2.63E-008	3.02E-009	5.58E-009	5.9	5.9	5.9

Abb. 1: Mach-Zahl Verteilung und L^p-Normen einer quasi 2D achsensymmetrischen Düsenströmung berechnet mit einem Basisverfahren 1. Ordnung und auf jeweils 4. und 6. Ordnung mit Hilfe der IDeC-Methode korrigiert

Mit Hilfe der Strahlentheorie kann eine exakte Lösung bestimmt werden, womit auch die Konvergenztabellen in Abb. 1 rechts berechnet wurden. Zusätzlich konnte die IDeC-Methode anhand dieses Beispieles zur Korrektur eines Basisverfahrens 1. Ordnung auf eine Genauigkeitsordnung von 6 eingesetzt werden. Die Anwendbarkeit der IDeC-Methode konnte weiterhin auch für Beispiele in 2D und 3D gezeigt werden. Außerdem konnten damit die aerodynamischen Koeffizienten und die Stoßauflösung bei einem RAE2882 Profil mit quadratischer Rekonstruktion des Defekts gegenüber dem Basisverfahren 1. Ordnung deutlich verbessert werden.

Literatur:

[1] P. E. Zadunaisky, On the estimation of errors propagated in the numerical integration of ordinary differential equations, Numer. Math. 27 (1976), 21–39.

[2] H. J. Stetter, The defect correction principle and discretization methods, Numer. Math. 29 (1978), 425–443.

weiteres Vorgehen: Unter Berücksichtigung verschiedener Aspekte wie die Randdiskretisierung für Verfahren hoher Ordnung und der Stabilität der IDeC-Methode soll diese auf die Navier-Stokes Gleichungen erweitert werden. Dabei wird der Einfluss der viskosen Flüsse auf den Defekt untersucht.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Philip Kelleners

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, $C^2A^2S^2E$ Center for Computer Applications in AeroSpace Science and Engineering

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953613
Telefax: 0531/2952914
e-mail: Philip.Kelleners@DLR.de

Thema: Slope Limiters for Second Order Upwind Schemes

Ausgangssituation:
Upwind schemes are used with success for the simulation of high speed fluid flow. Application of upwind methods rests on a solid mathematical foundation. Robustness is one of the favorable properties of upwind schemes. Use of an higher order upwind scheme within a finite-volume solver usually involves projection, followed by evolution. Based upon local cell averaged data a higher order reconstruction of the solution is made. The reconstructed states at the interfaces are used to solve the Riemann problem at the cell interfaces. Then the flux-balances for every control volume are used to integrate cell-averaged solutions at a new time level. The accuracy of the upwind method depends on the quality of the projection stage. Flux or slope limiters must be applied to make a valid solution reconstruction of distributed cell-averaged, possibly discontinuous, data. Although necessary, these non-linear limiter operators degrade solution accuracy and can hamper or prevent convergence of the solution process. On unstructured hybrid grids reconstruction and limitation of the solution suffers from the additional difficulty that the local stencil readily available is very small in comparison to methods operating on structured grids.

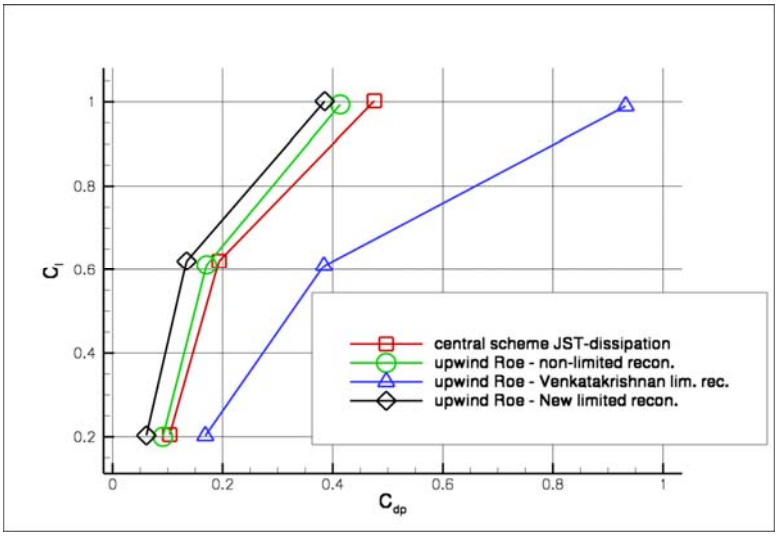
Ziel:
It has been noted that for some flow problems use of the upwind scheme could result in the solution being degradated due to spurious drag. Objective is to identify and possibly eliminate the cause of this spurious drag, thereby increasing the accuracy of the computed solution.

Lösungsweg:
During this project the limiter operator was identified as the major cause for the predicted spurious drag. To eliminate the spurious drag and increase the accuracy of results computed with the upwind scheme, the original derivation, formulation and implementation of the slope limiters available in the code-base of the flow solver were extensively checked. Alternative limiters known from literature were implemented to evaluate the performance of the limiters available. Based on this evaluation and analysis of limiter operators published in literature a simple polar-coordinate transformation of the arguments of the limiter operator was found to decouple their ratio and magnitude, allowing clear graphical presentation on a finite domain. Inspection of these presentations caused a new slope limiter to be designed in an effort to improve upon some of the weaknesses of existing limiters while retaining their favorable properties.

The new limiter consists of a continuous differentiable shape function, with an additional blending function which must reduce erratic behavior of existing limiter functions when applied to near constant data with a perturbation function of small magnitude superimposed.

STAB

Ergebnis:
The new limiter was implemented in the DLR TAU-code. A series of numerical experiments was performed to determine the scaling of the sensitivity and robustness of the operator for problems of interest to the aerodynamic community. For many of these test-cases the resulting solution accuracy is competitive with other solution schemes or flow solvers, without any additional tuning of scaling parameters of the new limiter. Solutions computed with the new limiter for the test cases initiating this project showed a strong reduction in the spurious drag predicted. It must however be noted that improved convergence of upwind slope-limited solution reconstructions still comes at the cost of strict monotone solution behavior near strong shocks.



Computed drag polars for the central scheme and different limited/unlimited upwind schemes. Normalized lift and pressure drag coefficients.

Literatur:
[Barth, T.J., Jespersen, D.C.] The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes, AIAA Paper 89-0366, AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno NV, January 1989.

[Spekreijse S.] Multigrid Solution of Monotone Second-Order Discretizations of Hyperbolic Conservation Laws, Mathematics of Computation, Vol 49 Number 179 July 1987, Pages 135-155

[Schwamborn D., Gerhold T., Heinrich R.] The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry, European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CDF 2006, P. Wesseling, E. Oñate, J. Périaux (Eds) TU Delft, Delft The Netherlands, http://tau.dlr.de/tau/literature/o-s/TAU-ECCOMAS-CFD2006.pdf

[Venkatakrishnan V.] Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters, Journal of Computational Physics, Vol 118, 120-130, Academic Press Inc., 1995

[Widhalm M., Rossow C.C.] Improvement of upwind schemes with the Least Square method in the DLR TAU Code, 12 - 14 November 2002.

weiteres Vorgehen:
Further effort may have to be invested to formulate scaling parameters for the new limiter operator constructed from the local flow based on physical principles. Obtaining good overall convergence combined with strict monotone behavior of the solution in the presence of strong shocks remains a desirable property of an upwind scheme, yet to be developed.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Normann Krimmelbein

Institution: DLR - C²A²S²E - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon : 0531/295-3611
Telefax : 0531/295-2320
e-mail : normann.krimmelbein@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Current Status of the Automatic Transition Prediction in the DLR TAU Code

Predicting and modelling the laminar–turbulent transition in Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS) solvers can be an important requirement for the computation of flows around general two- and three-dimensional geometries. Neglecting or using inaccurate transition locations can lead to significant errors of the predicted aerodynamic performance.

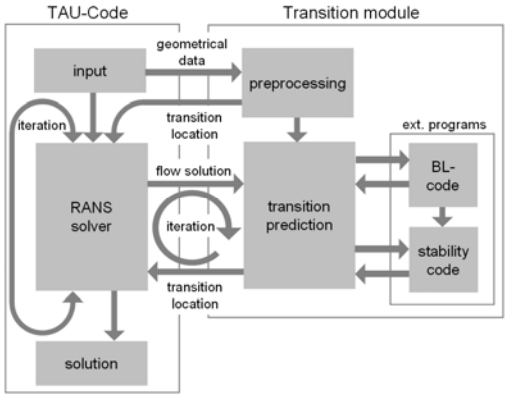
For automatic transition prediction in the Navier–Stokes solver TAU [1] a transition prediction module was developed [2, 3, 4]. The module uses an hybrid approach to calculate the relevant data for transition prediction, i.e., laminar boundary layer data are either extracted from the Navier–Stokes solver TAU directly or calculated using the boundary layer method COCO [5] for swept, tapered wings.
The standard transition criterion used in the transition module is the so called e^N-method, which is based on the linear stability theory. For the efficient stability analysis of the laminar boundary layers and the calculation of the amplification rates for the integration of the *N*-factor the stability solver LILO [6] is used.
The transition module forms a coupled program system, consisting of an interface and analysis module implemented directly into the TAU code and the two external programs COCO and LILO, which are accessible via file I/O. Depending on the method to provide the laminar boundary layer data, the prediction method is applied along two different types of lines:

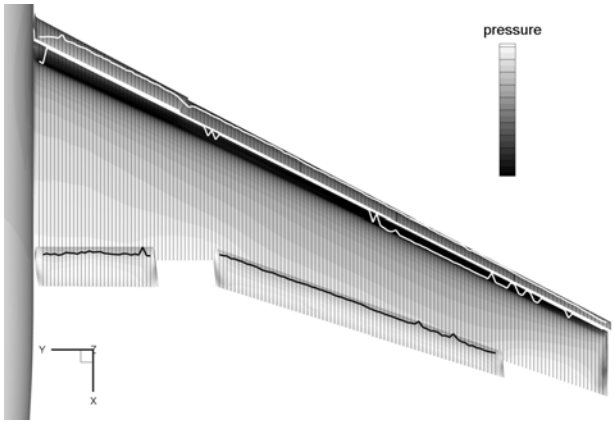
a) inviscid streamlines derived form the boundary layer edge velocities for the application of boundary layer data from the Navier-Stokes solution.
b) “line-in-flight” cuts for the application of the boundary layer code COCO.

Data not depending on the flow solution (e.g. line-in-flight cuts) are processed before the Navier-Stokes solver iterations start (Fig. 1). For every call of the transition module during the solution process of the solver, the inviscid streamlines are calculated using the boundary layer edge velocities projected onto the geometry’s surface. The boundary layer profiles along the streamlines are then extracted and passed to the stability analysis. For the application of the boundary layer code, the pressure distribution is determined along line-in-flight cuts and is used as input for COCO. The resultant boundary layer profiles are used for the stability analysis.
The stability calculation with LILO yields a series of *N*-factor curves which are analysed using the so called 2*N*-factor strategy to calculate the new transition locations. As is shown in Fig. 1, the determination of converged transition locations is an iterative process within the iterations of the Navier-Stokes solver.

For verification, the transition prediction module has been applied to a reasonably wide range of two- and three-dimensional configurations with varying complexity [2, 3, 4]. The investigations covered the automatic transition prediction for one- and multi-element 2D airfoils, inifinte swept wings, 3D full aircraft configurations and 3D high-lift configuations.
A series of computations for the flow around a 6:1 prolate spheroid at various angles of attack and Reynolds numbers has been performed and the results have been compared to experimental data for validation [4]. These cases cover different transition scenarios, ranging from pure Tollmien-Schlichting transition at lower angels of attack and lower Reynoldsnumber, over transition where the interaction of Tollmien-Schlichting and cross flow waves becomes important, to flows with large regions of pure cross flow transition at high angles of attack. In overall, a very good agreement between numerics and experiment was achieved [4].

More recently, the further development of the transition prediction module has been carried out with special focus on the industrialisation of the method. For this, the performance of the transition module has been validated for the use on HPC-cluster systems, the improvement of the transition module for general applicability and user friendliness has been addressed and an extention of the application range was achieved.
A calculation for a 3D multi-element high lift configuration shows the general applicability to complex configurations and the utilisation of a very large number of line-in-flight cuts, but however reveals the sensitivity of surface smoothness (i.e. the smoothness of the pressure distribution) on the tendency to early separation of the boundary layer method. The investigated case is a 3D wing body configuration with slat, main wing and two flaps. On 400 cuts transition has been predicted for the upper surfaces of slat, wing and flaps and for the lower surface of the wing using the e^N-method and the boundary layer code COCO (Fig. 2). For a large number of cuts, transition on the main wing is predicted directly at the leading edge. These transition locations are the result of early separation calculated by the boundary layer code due to peaks in the pressure distribution, presumably caused by grid or geometrie imperfections.
Another study addresses the application of the transition module to more specific configurations compared to a general aircraft configuration with planar wings. To show the extended applicability, transition is predicted along the winglet of an generic transport aircraft (Fig. 3). For this, the transition module was extended in its functionality to be able to treat arbitrarily oriented cutting lines for transition prediction.





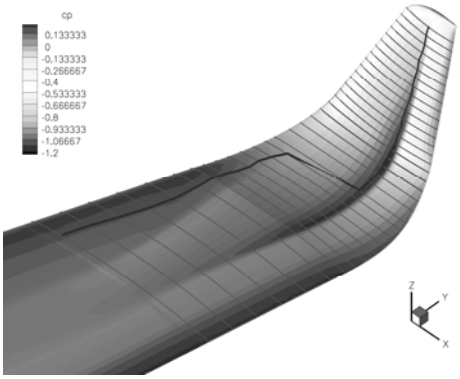


Fig. 1 (upper left): Coupled program system. Navier-Stokes Solver TAU with transition module

Fig. 2 (upper right): Predicted transition lines on 3D multi-element high lift configuration, 400 line-in-flight cuts, *Ma = 0.17*, *Re = 3.5x10*^{6}, upper surfaces

Fig. 3 (left): Line-in-flight cuts and predicted transition line on the upper surface of a winglet of a generic transport aircraft, *Ma = 0.78, Re = 2.95x10*^{7}

Literatur:

[1] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R.: *The DLR TAU-Code: recent applications in research and industry*. In: Wesseling, P., Onate, E., Periaux, J., editors. European conference on computational fluid dynamics, ECCOMAS CFD 2006; 2006.
[2] Krimmelbein, N., Radespiel, R., Nebel, C.: *Numerical aspects of transition prediction for three-dimensional configurations*. In: 35th AIAA fluid dynamics conference and exhibit, Toronto, AIAA-2005-4764; 2005.
[3] Krumbein, A., Krimmelbein, N., Schrauf, G.: *Application of a hybrid Navier–Stokes solver with automatic transition prediction.* In: 25th AIAA applied aerodynamics conference, 25–28 June 2007, Miami, AIAA-2007-4284; 2007.
[4] Krimmelbein, N., Radespiel, R.: *Transition prediction for three-dimensional flows using parallel computation.* Computers & Fluids 38 (2009) 121–136
[5] Schrauf, G.: *COCO – a program to compurte velocity and temperature profiles for local and nonlocal stability analysis of compressible, conical boundary layers with suction.* ZARM technik report, November 1998; 1998.
[6] Schrauf, G.: *LILO 2.1. User's guide and tutorial. GSSC technical report 6*; 2006 [originally issued September 2004, modified for Version 2.1].

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Sunil Lakshmipathy

Institution: $C^2A^2S^2E$

Adresse: DLR, Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig **Telefon:** +49 531 295-3609
E-Mail: sunil.lakshmipathy@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Implementation and investigation of a more robust formulation of the k-ω based turbulence models in the DLR TAU code

Ausgangssituation:

Turbulent flow computations involve solving additional transport equations for turbulent quantities making the system of Navier-Stokes equations numerically stiff. The numerical stiffness in these equations calls for special treatment of the turbulent variables and simultaneously ensure positivity of these variables. Ensuring positivity (also referred to as realizability) of the turbulent variables is fundamental for the simulation to guarantee physical basis. One method to make the turbulent computations realizable is by applying limiters which restrict the domain of evolution of the turbulent quantities to realistic values. In this study, we investigate the implementation of a more robust k-ω formulation in the DLR TAU code. Also, to ensure positivity a new type of limiting is evaluated.

Ziel:

Our goal in the current study is to implement a more robust formulation of the k-ω based turbulence model in the DLR TAU code. The new formulation is based on the paper by Bassi et al.[1] who implemented this formulation in the discontinuous Galerkin framework. To reduce stiffness they transformed the ω variable to $\tilde{\omega}$ where $\tilde{\omega} = \ln(\omega)$ and reformulated the k-ω model in terms of $\tilde{\omega}$. To ensure realizability of the turbulent variables, they implemented a limiter so that the source terms in the turbulent transport equations satisfy the realizability constraint prior to being solved. First, we implement the limiting function used by Bassi et al.[1] which we term as '*local*' limiter and evaluate its performance with respect to the existing limiters in TAU code by checking the convergence characteristics and accuracy of the simulations. As a next step, we implement the k-$\tilde{\omega}$ model. As observed by Bassi et al.[1] and Ilinca and Pelletier[2] transforming the variables to logarithmic scale reduces stiffness and leads to better convergence characteristics. It also facilitates improved accuracy.

Ergebnis:

Towards implementing the k-$\tilde{\omega}$ model in TAU, we first implement the local limiter function used by Bassi et al.[1] to the existing k-ω based turbulence models and evaluate its performance with respect to existing limiters in TAU by comparing the convergence characteristics and accuracy of the simulations. Currently TAU has three limiters for k-ω based turbulence models. They are '*standard*', '*Schwarz*' and '*Rudnik*' limiters. These limiters differ by plausible values the turbulent quantities might take during their evolution.

Numerical simulations of flow over the RAE2822 airfoil and L1T2 airfoil are performed to compare the different limiters in the TAU code. The RAE2822 airfoil simulations are performed for two Mach numbers corresponding to case 9 and case 10 of the experimental analysis of Cook et al.[3] The transonic nature of the flow provides challenging flow physics for the turbulence model to capture. The subsonic flow about the L1T2 airfoil which is a three element airfoil is simulated at an angle of attack

corresponding to high lift configuration[4]. k-ω based turbulence models (Wilcox, Menter BSL, and Menter SST) are used for this analysis.

The evaluation of the limiters is based on the convergence characteristics to see which limiter provides the lowest residuals thereby improving convergence and also on the accuracy of the simulations by comparing the results with experimental data. The two test cases chosen are simulated with and without a transition region prescribed. Convergence characteristics for the RAE2822 case 10 simulated using the Menter SST model are shown in Figure 1. Figures 1a. and 1c. are residuals of density (ρ) and turbulent kinetic energy (k) respectively from simulations with a transition zone prescribed. Figures 1b and 1d are similar plots for fully turbulent computations. For the simulations with transition region prescribed, the *Schwarz* limiter provides the lowest residuals and faster convergence whereas for the fully turbulent computations, we observe that the *local* limiter provides the largest residual drop. Similar trends are observed for the RAE2822 case 9 computations and the L1T2 computations. Figure 2 compares the different limiters by plotting the coefficient of pressure (C_p) distribution along the airfoil surface for the same test case. Experimental results are also plotted alongside for comparison purposes. The limiters have no effect on the C_p distribution for this particular test case. Further analysis of the different limiters will be presented at the workshop.

The next step towards having a more robust k-ω turbulence model is currently underway through the implementation of the k-$\tilde{\omega}$ model in TAU. Transforming the ω variable to a logarithmic scale dictates for a smoother variation thereby reducing stiffness. It is expected that the new formulation will yield more accurate results and also improve convergence characteristics. Results evaluating the k-$\tilde{\omega}$ model performance will be presented at the workshop.

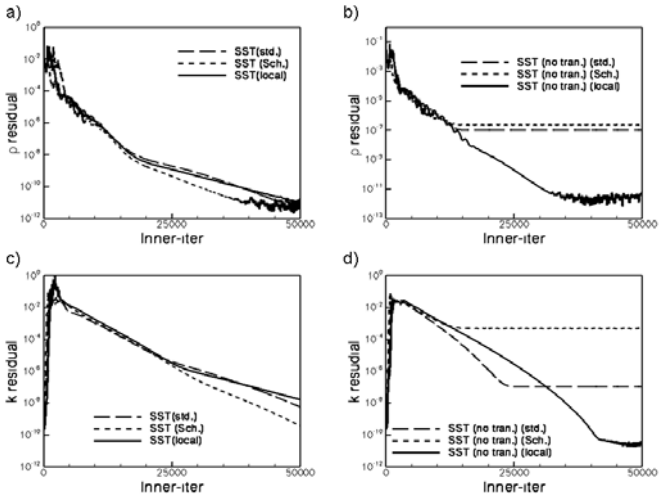


Figure 1. Convergence characteristics for RAE2822 (case 10) airfoil

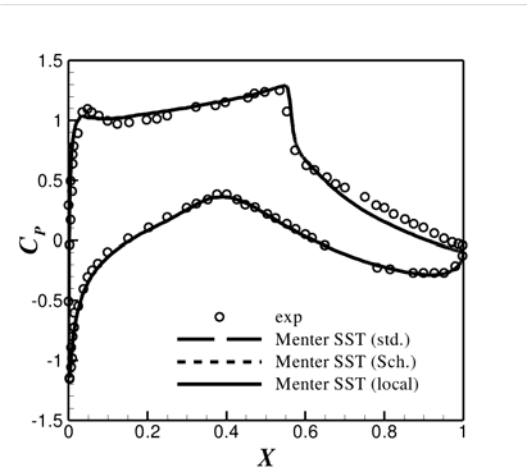


Figure 2. Cp distribution along the airfoil surface for RAE2822 (case 10)

Literatur:

[1]Bassi, F., Crivellini, A., Ghidoni, A., and Rebay, S., "High-Order Discontinuous Galerkin Discretization of Transonic Turbulent Flows," *AIAA 2009-180* , 2009.

[2]Ilinca, F., and Pelletier, D., "Positivity Preservation and Adapive Solution for the k-ε Model of Turbulence," *AIAA Journal,* Vol. 38, No. 1, 1998, pp. 44 – 50.

[3]Cook, P., McDonald, M., and Firman, M., "Airfoil RAE2822-Pressure Distributions and Boundary Layer Wake Measurements," *AGARD* Report, AR-138, 1979.

[4]Moir, I. R. M., "Measurements on a Two-Dimensional Aerofoil with High-Lift Devices," *AGARD Report,* AR-303, 1994.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Ansprechpartner:
JenDer-Lee
Institution:
AS-BS
Adresse:
Lilienthalplatz 7

Telefon: (531)295 893
Telefax:
e-mail : Jen-Der.Lee@dlr.de

weitere Partner:
Mohammed Abu-Zurayk, Joel Brezillon

Thema:
Inverse design using adjoint approach

Ausgangssituation:
With the increasing of computational power, the CFD has become a routine tool used for aerodynamic analysis and provides reasonably accurate results. However, the ultimate goal in the design process is to find the optimum shape that maximizes the aerodynamic performance index, which might be the drag coefficient at a fixed lift, the lift-to-drag ratio, or matching the target pressure distribution, with reasonable accuracy and amount of time.

Ziel (objective):
The objective of current project is focused on the application of optimization technique based on control theory for airfoil inverse design that was performed using the unstructured Euler and RANS solver developed by DLR (DLR-Tau code). The final goal is to provide an optimization toolbox that is suitable for aerodynamic inverse design, especially for natural-laminar flow wing design, for industrial applications.

Lösungsweg:
In optimum shape design problems, the true design space is a free surface which has infinite number of design variables and will require N+1 flow evaluations for N design variables to calculate the required gradients necessary for gradient-based optimization techniques. To minimize the expensive time required for each flow simulation, we apply the adjoint approach first proposed by Jameson [1] and find the Frechet derivative of the cost function respect to the shape by solving an adjoint equation problem. The total cost, which is independent of number of design parameters, is one flow plus one adjoint solution and this makes this technique very attractive for optimum shape design.
The flow solver used in this study is the DLR-Tau code, which solves the Euler and RANS equations on unstructured meshes with multistep time stepping scheme. Rapid convergence to a steady state is achieved via local time stepping, residual averaging, and multi-grid scheme. In contrast to the continuous adjoint approach used in [2], the discrete adjoint formulation approach was used to calculate the gradient information of the design variables.
In this study, the cost function is defined as

$$I = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{nodes} (p - p_d)^2 ,$$

and this corresponds to an inverse design problem. The shape of airfoil, which is represented by the Class-Shape function Transformation (CST) parameterization [3], is then modified to match the desired target pressure, $\boldsymbol{P_d}$. To evaluate the effectiveness of different gradient-based optimization algorithms, three optimization techniques, Steepest descent, Conjugate gradient, and BFGS were tested and the results were presented.

Ergebnis:

Fig. 1 and Fig. 2 show the comparison of initial and target pressure and airfoil profile, respectively. As can be seen from the figure that target pressure contains relatively strong shock waves on both upper and lower surface, and the initial airfoil has to undergo a relative large shape modifications to reach the target profile. Both of these pose challenges on the inverse design problem. **Fig. 3** shows the convergence history of three optimization algorithms applied to the testing case, and it can be seen that, while all three optimization algorithms are converging, it takes BFGS only 25 design cycles to converge the residual below 10^{-4}. For each design cycle, 3~4 extra flow calculations were performed to bracket the minimum and the time required for BFGS to each 10^{-4} convergence is about 20 minutes. **Fig. 4** shows the comparison between target and optimized pressure distribution and airfoil profile, and it is clear that the current optimization approach can be applied to aerodynamic inverse design satisfactorily.

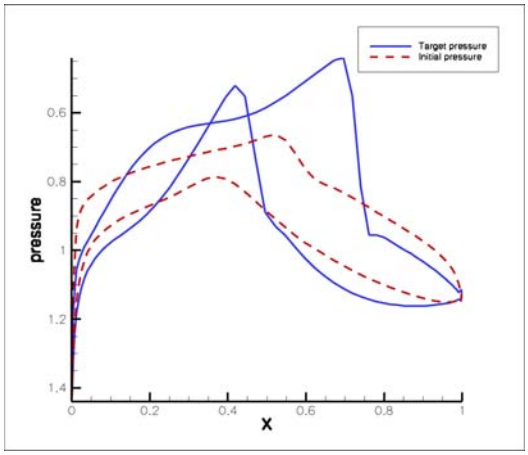


Fig. 1: Comparison of initial and target pressure distribution.

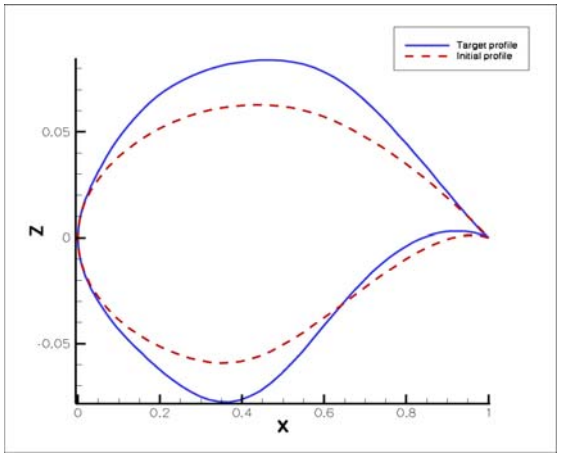


Fig. 2: Comparison of initial and target airfoil profile.

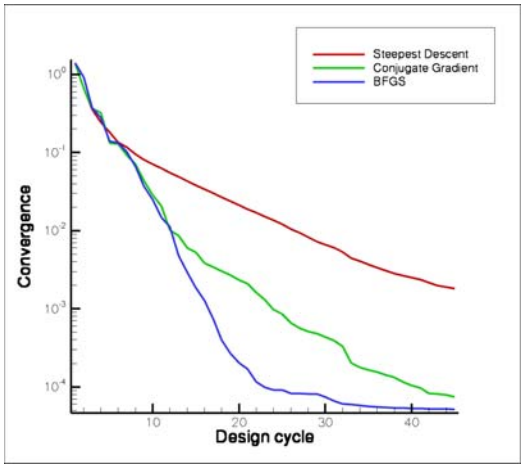


Fig. 3: Comparison of convergence history.

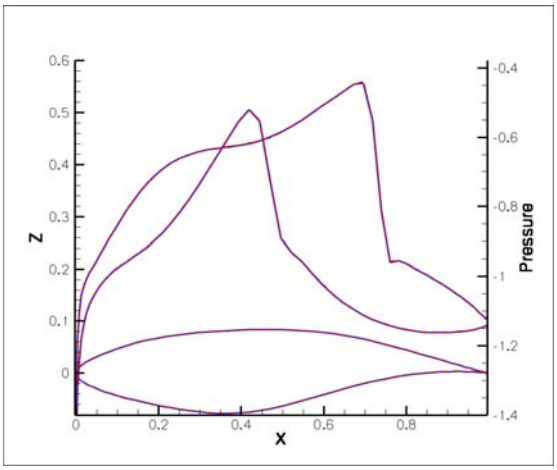


Fig. 4: Comparison between target and optimized pressure and profile.

Literatur:

[1] Jameson, A. and Martinelli, L. *Aerodynamic Shape Optimization Techniques Based on Control Theory*, CIME, 1999, Martina Franca, Italy.

[2] Lee, J.D. and Jameson, A. *NLF Airfoil and Wing Design by Adjoint Method and Automatic Transition Prediction*, AIAA Paper 2009-3514, 27th AIAA Applied Aerodynamic Conference, San Antonio, TX, June 22-25, 2009.

[3] Kulfan, B. *A Universal Parametric Geometry Representation Method – "CST"*, AIAA Paper 2007-62, 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 8-11, 2007.

Datum: 08.10.09

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Tobias Leicht

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, C²A²S²E

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3363
e-mail: tobias.leicht@dlr.de

Thema: Ein CFD-Verfahren variabler Ordnung auf adaptiven Netzen

Ausgangssituation: Diskontinuierliche Galerkin-Verfahren (DG) sind unstetige Finite-Element-Verfahren, die theoretisch für beliebige Konvergenzordnung auf unstrukturierten Netzen konstruiert werden können. Im Vergleich zu klassischen Finite-Volumen-Verfahren zweiter Ordnung erreichen sie so eine höhere Genauigkeit bei gleich vielen Unbekannten oder aber eine ähnliche Genauigkeit mit weniger Unbekannten, also auf gröberen Netzen. Diese höhere Genauigkeit wird durch die Verwendung polynomialer Basisfunktionen innerhalb eines jeden Netzelements erreicht und ist mit deutlich erhöhten Kosten pro Unbekannter verbunden.
Mit steigenden Genauigkeitsanforderungen an die numerische Lösung wächst der Vorsprung von Verfahren höherer Ordnung. Für die eher niedrigen üblichen (industriellen) Anforderungen an CFD-Berechnungen ist zumeist eine recht geringe Ordnung, etwa 3 oder 4, optimal. Während wichtige lokale Effekte der Strömung mit höherer Ordnung noch effektiver aufgelöst werden könnten führt eine globale Erhöhung der Ordnung zu eine übermäßigen und daher unnötigen Auflösung überall im Rechengebiet, etwa auch im Fernfeld.
Zudem hängt das Erreichen der nominellen Ordnung von der Eigenschaften der Lösung, insbesondere von der Glattheit der exakten Lösung und ihrer Ableitungen, ab. An Kontaktunstetigkeiten an scharfen Hinterkanten oder Stößen zeigt sich beispielsweise nicht das optimale Verhalten, hier ist eine höhere Netzauflösung erforderlich.

Ziel: Um eine möglichst effiziente Strömungsberechnung durchführen zu können, sollten sich die Netzauflösung und die verwendete Verfahrensordnung an den Eigenschaften der konkret betrachteten Strömung orientieren. Insbesondere wäre es sinnvoll diese Anpassung an die Lösung lokal vorzunehmen. Hierfür eignet sich ein iteratives Verfahren bei dem die Strömung zunächst auf einem gegebenen Netz mit gegebener Ordnung berechnet wird. Anhand der so ermittelten Lösung werden dann Netz und lokale Ordnung adaptiert und eine neue Lösung ermittelt, der Prozess wird solange fortgeführt bis die gewünschte Genauigkeit erreicht ist.

Lösungsweg: Falls entweder die Verfahrensordnung (*p*-Adaption) oder die lokale Netzfeinheit (*h*-Adaption) modifiziert werden soll, wird lediglich ein lokaler Fehlerindikator benötigt, der aus einer gegeben Lösung eine elementweise Approximation des Fehlers bestimmt und es so ermöglicht die Elemente mit dem größten Fehler zur Adaption auszuwählen. Auf den so gewählten Elementen wird dann entweder die Verfahrensordnung erhöht oder aber sie werden unterteilt. Beides erhöht die lokale Auflösung.
Welche Strategie die erfolgversprechendere ist hängt wesentlich von der Strömung und dem Ausgangsnetz ab. Einige Phänomene, insbesondere Unstetigkeiten in der Lösung oder de-

ren Ableitung, lassen sich wesentlich effizienter durch lokale Netzverfeinerung auflösen während in glatten Bereichen der Lösung eine höhere Ordnung den Fehler schneller reduziert. Optimal ist somit eine Kombination beider Techniken in *hp*-adaptiven Algorithmen. Zusätzlich zum Fehlerschätzer wird hier ein Indikator benötigt, der lokal auf jedem Element automatisch zwischen *h*- und *p*-Adaption auswählt. Solche Indikatoren beruhen überwiegend auf der Analyse der vorhandenen Koeffizienten der Polynombasis und versuchen so glatte Bereiche der Lösung zu erkennen, in denen dann p-Adaption verwendet wird, während in anderen Fällen eine Netzverfeinerung zum Einsatz kommt, siehe [1,2].

Ergebnis: Das vorgestellte Verfahren zeigt an einfachen reibungsfreien und -behafteten Profilumströmungen das gewünschte exponentielle Konvergenzverhalten, d.h. die aerodynamischen Beiwerte konvergieren schneller als mit jeder festgelegten Ordnung, die momentane Konvergenzordnung erhöht sich in jedem Verfeinerungsschritt. Gitterverfeinerung tritt hauptsächlich lokal an scharfen Hinterkanten auf, während im restlichen Feld größtenteils eine erhöhte Ordnung verwendet wird.

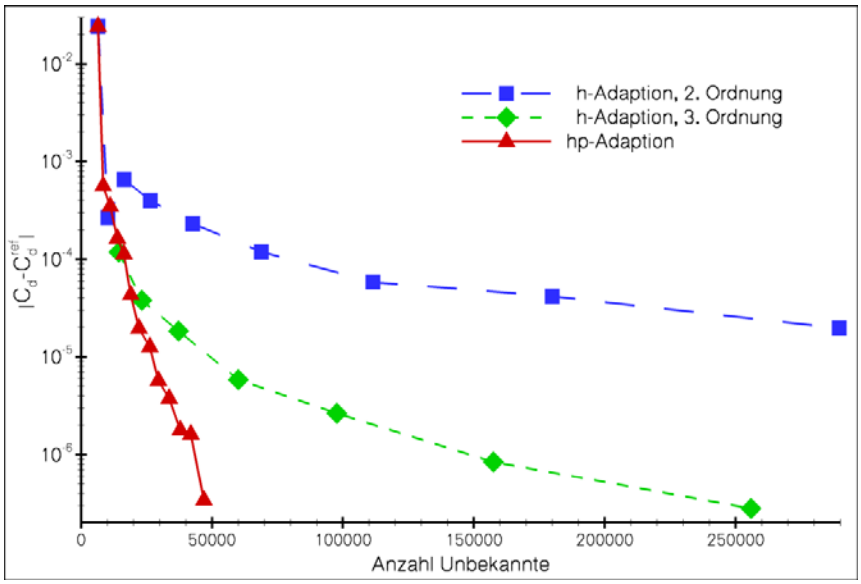


Abbildung 1
Netzkonvergenz des Widerstandbeiwertes für eine laminare Strömung (M=0.5, α=5°, Re=5000) um das NACA0012-Profil.

Auch auf komplexere Strömungen wie eine laminare Deltaflügelströmung wurde das Verfahren erfolgreich angewendet. Die große Zahl scharfer Kanten führt hier zu einem größeren Anteil an Netzverfeinerung, die Anzahl an Unbekannten kann jedoch gegenüber einer reinen Netzverfeinerung dennoch deutlich reduziert werden. Dies demonstriert die Effektivität des gewählten automatischen Indikators.
Erste Ergebnisse an einer turbulenten 2D-Hochauftriebskonfiguration sind ebenfalls vielversprechend. So kann etwa die lokale Verteilung des Oberflächen-Reibungsbeiwertes sehr effizient ermittelt werden, wenn die Verfahrensordnung direkt an der Wand erhöht wird.

Literatur:
[1] C. Mavriplis, Adaptive mesh strategies for the spectral element method, Comput. Methods Appl. Mech. Engrg. 116:77-86, 1994
[2] P. Houston, B. Senior, E. Süli, Sobolev regularity estimation for hp-adaptive finite element methods, Report NA-02-02, University of Oxford, UK, 2002

Weiteres Vorgehen: Die vorgestellte Technik muss intensiver getestet und auf reale Konfigurationen angewendet werden. Zudem ist eine Erweiterung auf hybride Netze vorgesehen.
Bisher wurde die Effizienz hauptsächlich an der Anzahl der Unbekannten gemessen, ein Maß auf Basis der Kosten (Rechenzeit und Speicherbedarf) ist schwieriger zu realisieren, sollte aber dennoch betrachtet werden.

Datum: 07.10.09 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Anne Lincke

Institution: DLR Göttingen, AS-C^{2}A^{2}S^{2}E

e-mail : Anne.Lincke@dlr.de
weitere Partner: Tobias Knopp, Roland Kessler, DLR Göttingen, AS-C^{2}A^{2}S^{2}E
Gert Lube, NAM, Georg-August-Universität Göttingen

Thema: An Attempt to Identify Turbulent Structures in Large-Eddy Simulation of Turbulent Flow using the von Kármán Length Scale

Ausgangssituation: The DLR THETA code is the unstructured solver for flows with small compressibility effects developed at DLR based on a finite volume scheme on collocated grids using a projection method and the interpolation scheme by Rhie and Chow. The LES capability of the code using central differencing scheme for the convective fluxes and a second order accurate backward-differencing formula for the time-discretization was demonstrated in Knopp et al. (2009). In Knopp et al. (2009) and Zhang et al. (2009), the spatial resolution quality of LES was assessed by using single-grid estimators (or refinement indicators) based on the resolved turbulent kinetic energy and the resolved turbulent shear stress.
The von Kármán length scale L_{vk} was introduced by Menter (2006) when revisiting the equation for the integral turbulent length scale, based on prior work by Rotta (1968). L_{vk} is given by $L_{vk}=\kappa S/U''$ with strain rate S, norm of the Laplacian of the velocity field U'' and Karman constant $\kappa=0.41$. Menter et al. introduced L_{vk} in a source term of one- and two-equation models, leading to a so-called scale-adapted simulation (SAS). Then an existing unsteadiness in the flow can be resolved due to a reduced eddy viscosity. The aim is to provide a model which can switch from a LES-like method if grid and time step are fine enough to an established RANS method if the resolution is too low. Additionally, L_{vk} was used as an argument in the blending function for hybrid RANS-LES methods by Xiao (2004).

Ziel: The first goal is to study L_{vk} computed *a posteriori* from LES of turbulent channel flow (as an example of attached turbulent boundary layer flow) and the flow over a backward facing step (as an example of separated flow). The second goal is to compare L_{vk} and the local mesh spacing. The third goal is to study whether the ratio of L_{vk} and a properly chosen local mesh spacing can be used as a single-grid estimator for the resolution quality of the mesh for LES.

Lösungsweg: In the first step, LES for turbulent channel flow at $Re_\tau=395$ is considered using the WALE subgrid scale model. On a 96^3-mesh close agreement with DNS data is obtained, whereas a 64^3 mesh is not fine enough. We consider $L_{vk,3D}$ computed as average over time and homogeneous directions from the instantaneous 3D field of L_{vk}. $L_{vk,3D}$ is decreasing when refining the mesh isotropically, see Fig. 1 (left). Even on the finest mesh, $L_{vk,3D}$ is smaller than different mesh spacing widths with wall-normal y-direction and spanwise z-direction, see Fig. 1 (middle). Moreover it can be seen that $L_{vk,3D}$ is approximately proportional to $\Delta=(\Delta x\Delta y\Delta z)^{1/3}$ except for $y^+<100$. Finally, we consider the ratio of $L_{vk,3D}$ and $\Delta=(\Delta y\Delta z)^{1/2}$, subsequently called indicator based on L_{vk}. For successive isotropic refinement, this ratio is increasing and taking a value larger than 0.8 on the finest mesh where the solution is sufficiently grid converged. On the other hand, values of this ratio less than 0.7 indicate that the mesh is not fine enough.
As an example of a separated flow, first results for the flow over a backward-facing step at $Re_h=37500$ (based on step height *h*) by Driver and Seegmiller (1985) are shown in Fig. 2. On a relatively coarse mesh, the indicator based on L_{vk} gives values of not larger than 0.7. Earlier results in Knopp et al. (2009) showed that this mesh is not fine enough. Fig. 2 (right) shows the predictions for the streamwise turbulent fluctuations, confirming grid resolution is too low.

Ergebnis: An indicator based on $L_{vk,3D}$ can be used to assess the grid resolution for LES. As an observation for the behaviour of L_{vk} for turbulent channel flow, $L_{vk,3D} \approx 0.7\Delta$ with $\Delta=(\Delta x\Delta y\Delta z)^{1/3}$ except for $y^+<100$, indicating a possibility to use $L_{vk,3D}$ as a flow based length scale instead of a grid based length scale for turbulence resolving LES-like modelling approaches. Finally, the unsteady turbulent character of the flow can be detected by comparing $L_{vk,3D}$ and $L_{vk,1D}$, the latter being L_{vk} computed from the mean velocity field after averaging over time and homogeneous directions. For a channel flow, in the log-layer $L_{vk,1D}$ is close to the RANS length scale, i.e., $l_{RANS}=\kappa u_\tau y$ as for a boundary layer flow, with friction velocity u_τ and $\kappa=0.41$. Small values of $L_{vk,3D}$ compared to l_{RANS} could be used as indicator for the presence of unsteady small-scale structures in turbulent boundary layers.

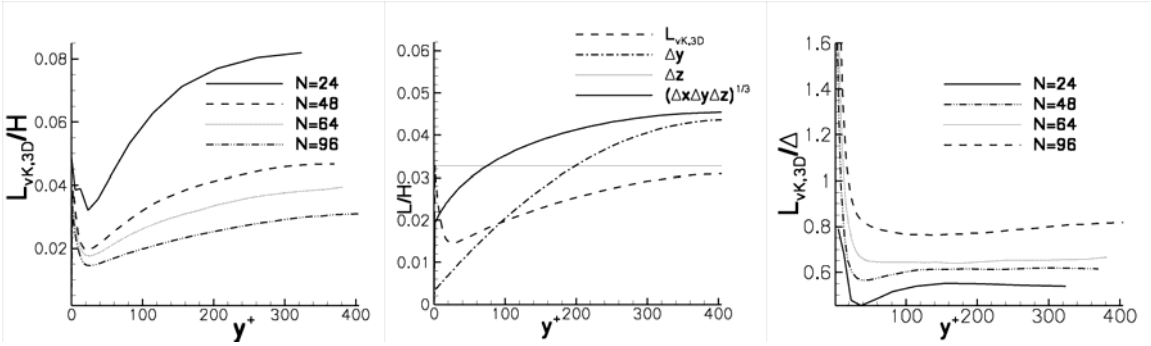


Fig. 1: Von Kármán length scale for turbulent channel flow at $Re_\tau=395$: $L_{vk,3D}$ is defined as average over time and homogeneous directions of the instantaneous 3D field of L_{vk}. $L_{vk,3D}$ normalized by channel half width H (left), $L_{vk,3D}$ compared with different mesh spacing characteristics on the 96^3 mesh (middle) and ratio of $L_{vk,3D}$ and $\Delta=(\Delta y\Delta z)^{1/2}$ computed from wall-normal and spanwise spacing as proposed mesh spacing for LES of turbulent boundary layer flow (right). Note that $L_{vk,3D} / \Delta > 0.8$ on the finest mesh, but $L_{vk,3D} / \Delta < 0.7$ else.

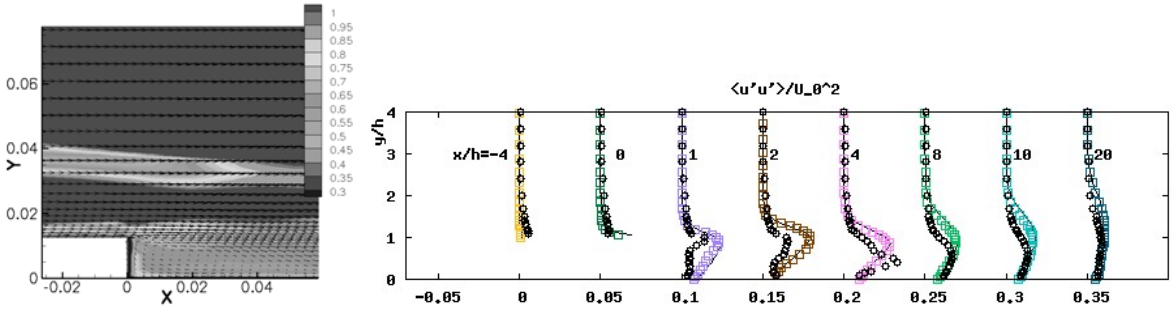


Fig.2: Flow over backward facing step at $Re_h=37500$ by Driver and Seegmiller (1985): Indicator values for ratio of $L_{vk,3D}$ and $\Delta=(\Delta y\Delta z)^{1/2}$ on a relatively coarse mesh (left). Goal is to design an indicator which takes values larger than e.g. 0.8 in regions where mesh resolution is sufficient for LES. Predictions for fluctuations (right).

Literatur:

Knopp (2009): Knopp, T., Zhang, X. Q., Kessler, R., Lube, G.: Enhancement of an Industrial Finite-Volume Code for Large-Eddy-Type Simulation of Incompressible High-Reynolds Number Flow Using Near-Wall Modelling. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, In Press, Corrected Proof, available online.

Zhang (2009): Zhang. X. Q., Knopp, T., Valentino, M., Kessler, R., Lube, G.: Investigation of Resolution Requirements for Wall-Modelled LES of Attached and Massively Separated Flows at High Reynolds Numbers. In: Proceedings of the 16th STAB-Symposium, RWTH Aachen, November 3rd-4th, 2008. To be published in: NNFM, Springer, 2009.

Menter (2009): Menter, F. R., Egorov, Y.: Revisiting the Turbulent Scale Equation. IUTAM Symposium on One Hundred Years of Boundary Layer Research. Springer, 2006.

Xiao (2004): Xiao, X., Edwards, J. R., Hassan, H. A., Baurle, R. A.: Blending Functions in Hybrid Large-Eddy/ Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations. AIAA J. (42), 2508-2515

Weiteres Vorgehen: L_{vk} is studied for separated flows on a series of coarse and fine meshes.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Alexander Litvinenko, Hermann G. Matthies

Institution: Institut für Wissenschaftliches Rechnen

Adresse: WiRe, Hans-Sommer str. 65, 38106 Braunschweig **Telefon:** 0531 3913008
Telefax: 0531 3913003
e-mail : litvinen@tu-bs.de

weitere Partner: Airbus, EADS-MAS, Eurocopter, RWTH Aachen (Aerodynamisches Institut, Lehrstuhl für computergestützte Analyse technischer Systeme), TU Berlin, TU Braunschweig (Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Institut für Strömungsmechanik, Institut für Wissenschaftliches Rechnen), Universität Stuttgart, Universität Trier.

Thema: Efficient numerical methods and data sparse techniques for uncertainties quantification in aerodynamics

Ausgangssituation:
There are many uncertainties in mathematical modelling of aerodynamic processes. Typical reasons for such uncertainties can be lack of data, inaccurate measurements, simplified modelling of complex effects and influence of unpredictable external forces.
It is interesting to know the influence of such uncertainties on the solution. Typical examples of parameters with uncertainties are the angle of attack, the Mach number, airfoil thickness, parameters in turbulence modelling and geometry of airfoil. The solution, total aerodynamic forces lift and drag, will be also uncertain (stochastic) and will have some distributions.

Ziel:
We look for a good mathematical description for uncertainties and then will try to quantify and minimize them. We estimate how these uncertainties influence on the solution and compute the mean value, the variance as well as the distribution and density functions of the solution.

Lösungsweg:

As an example we consider RAE-2822 airfoil, the angle of attack 2.79 and the Mach number 0.734. The RANS solver is TAU code with k-w turbulence model.
We model
a) uncertainties in the angle of attack, in the Mach number and in the Reynolds number via random numbers. Techniques which we use are Polynomial Chaos expansion (PCE), stochastic collocation methods on sparse grids and Monte Carlo (MC) simulations [3].
b) uncertainties in parameters of turbulence via random variables. To tackle resulting multidimensional problem we use PCE and stochastic collocation methods on sparse grids .
c) uncertainties in geometry via random fields. Random fields require at least covariance matrix to be known. Techniques for approximation of random fields are Karhunen-Loeve expansion (KLE), PCE, stochastic collocation methods on sparse grids as well as MC simulations [3].

Ergebnis:
I. Uncertainties in the angle of attack, in the Mach number and in the Reynolds number:
We have implemented two different strategies to quantify the influence of uncertainties in the angle of attack *alpha* and in the Mach number *Ma* on the solution. In the first one we assume that cumulative distribution functions, mean values and standard deviations of the random variables *alpha* and *Ma* are given. Then we compute a sparse Gauss-Hermite grid for *alpha* and *Ma* and for each grid point *(alpha,Ma)* compute, with the help of the TAU code, the

solution. Then we use orthogonal Hermite functions like a basis and build response surface for the solution. Now, to compute a good approximation of the density function (or distribution function) of the solution we generate a large sample for *alpha* and *Ma* and compute corresponding solution from the response surface (response surface is nothing else, but a polynom). It is much cheaper than to call TAU code for each representative of the sample [3].
In the second strategy we assume that the turbulence in the atmosphere randomly changes the velocity vector of the flow (Mach number) and the angle of attack. We model turbulence in the atmosphere by two (in 2D) additionally axes-parallel velocity vectors *v1* and *v2*, which have Gaussian distributions. Then we build a sparse grid for *v1* , *v2,* evaluate new (perturbed) *alpha* and *Ma* and the rest is similar to the first strategy.

II. Uncertainties in parameters of turbulence:
We consider 5 uncertain parameters of the k-w turbulence model. For all 5 parameters we build a sparse grid of dimension 5. Like it is described above we build a response surface and then with help of MC simulations generate a large sample and build density function of the solution.

III. Uncertainties in geometry:
To describe uncertainties in the geometry of airfoil we use random fields. Each grid point of airfoil is a random variable. To describe random fields we assume that the corresponding covariance function is given analytically or from experiments. Large covariance matrices are approximated by sparse hierarchical matrices [2, 4] and low-rank tensors [1]. A random field it is a lot of data (much more than usual geometry description). To find a sparse representation for random fields we use KLE [1, 2] and PCE techniques. In similar way one can, e.g., develop robust design or model dents on the airfoil surface.

Other applications of mathematical techniques:
Number of Monte-Carlo simulations is huge 10000-100000. Number of sparse-grid simulations is much smaller 100-1000. To store (for further post-processing) all these solutions - velocity fields, pressure fields and density fields one needs sparse data techniques like hierarchical matrices [2, 4] or low-rank tensors [1].

Literatur:

[1] B. N. Khoromskij and A. Litvinenko. Data sparse computation of the Karhunen-Loève expansion. Numerical Analysis and Applied Mathematics: International Conference on Numerical Analysis and Applied Mathematics, AIP Conf. Proc., 1048(1):311-314, 2008.

[2] B. N. Khoromskij, A. Litvinenko, and H. G. Matthies. Application of hierarchical matrices for computing the Karhunen-Loève expansion. Computing, 84(1-2):49-67, 2009.

[3] H. G. Matthies. Uncertainty quantification with stochastic finite elements. 2007. Part 1. Fundamentals. Encyclopedia of Computational Mechanics.

[4] W. Hackbusch. A sparse matrix arithmetic based on H-matrices. I. Introduction to H-matrices. Computing, 62(2):89-108, 1999.

weiteres Vorgehen:
Das Projekt wird im März 2010 mit einem Abschlussworkshop enden; zurzeit läuft die Validierung der entwickelten Methoden.

Datum: 14.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Methoden/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ekrem Mazlum, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: **+49 531 391-2978**
e-mail: **e.mazlum@tu-bs.de**

Weitere Partner:

Thema:
Netz induzierte Unsicherheiten und ihre Detektierung mittels eines Sensors auf Basis der künstliche Dissipation

Ausgangssituation:
In der numerischen Simulation von Flugzeugumströmungen stellen Diskretisierungsfehler im Tragflügel- und Leitwerksnachlauf einen wesentlichen Unsicherheitsfaktor dar. Sowohl Vereinfachungen und Ungenauigkeiten in der Geometriebeschreibung, als auch ungeeignete numerische Rechennetze haben Einfluss auf die Vorhersage von Auftrieb und Widerstand, wobei die Fehlermargen im allgemeinen nicht genau bekannt sind.

Ziel:
Ziel der Arbeiten war die systematische Untersuchung der oben genannten Unsicherheiten, um quantitative Aussagen über ihren Einfluss auf die Strömungssimulation treffen zu können. Darauf aufbauend sollen globale Strategien im Bereich der Netzgenerierung, als auch automatisierte Verfahren entwickelt werden, die eine Minimierung der Geometrie- und Diskretisierungseinflüsse ermöglichen. Ferner wurden automatisierte Methoden zur Fehlererkennung in einem bereits bestehenden Rechennetz erarbeitet.

Lösungsweg:
Es wurde der Einfluss der Netz-Topologie sowie der Hinterkantengeometrie auf die integralen Strömungsgrößen untersucht. Diese Untersuchung erfolgte mittels 2D-Profilrechnungen mit Netzen aus C- und O-Topologie. Als Profil wurde das NLF(0)416 aus [1] verwendet. Des weiteren wurden unterschiedliche Hinterkatengeometrievarianten untersucht [2]. Weiterhin wurde der Einfluss des Hybridübergangs auf die Strömungslösung untersucht. Hierzu wurde die Dicke des strukturierten Bereichs systematisch variiert.

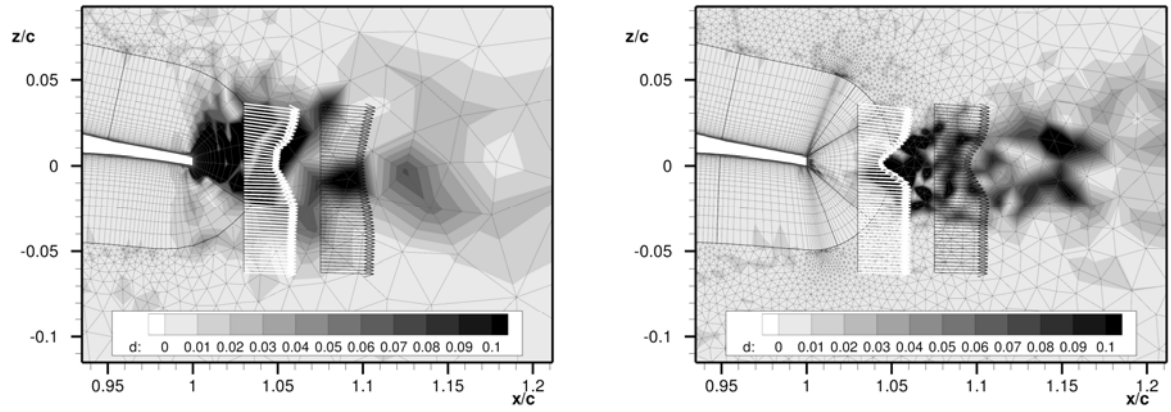
Zur automatischen Erfassung der identifizierten Diskretisierungsfehler wurde ein Sensor auf Basis der künstlichen Dissipation entwickelt. Dieser Ansatz verwendet die künstliche Dissipation zentraler Schemata als Maß für den Diskretisierungsfehler. Die künstliche Dissipation wird auf die Flussbilanzen über die Zellwände aufgeschlagen und stellt somit einen nichtphysikalischen Faktor dar. Dieser skaliert mit Zellgröße, Zellseitenverhältnis und mit Ein- und Austrittswinkeln der Flüsse über die Zellwände. Die künstliche Dissipation wird in der Bilanzierungsphase zusammen mit der Lösungsdatei zellweise herausgeschrieben und auf das Einheitsvolumen der jeweiligen Zelle bezogen.

Ergebnis:
Als Hauptfehlerquellen wurde die Interaktion zwischen Grenzschicht und Hybridübergang, sowie eine zu grobe Netzauflösung im Bereich der Hinterkante ausgemacht.

STAB

Infolge einer verhältnismäßig schlechten Diskretisierung der Hinterkante bei Netzen mit O-Topologie führte dies zu einem Unterschied von bis zu 7 DC im Widerstandsbeiwert, im Vergleich zu einem Netz in C-Topologie. Bei unbedachter Vernetzung der Hinterkante führt die O-Topologie zu einer rasch abnehmenden Auflösung. Der Effekt dieser minderwertigen Diskretisierung auf die Qualität der Strömungsvorhersage im Nachlauf, lässt sich durch Betrachtung der Nachlaufdelle veranschaulichen. Eine zu grobe Diskretisierung führt zu einer ungenauen Vorhersage der charakteristischen Nachlaufdelle. In den Rechnungen wurde beobachtet, dass bereits nach 10% der Profiltiefe Stromab der Hinterkante die Nachlaufdelle fast vollständig dissipiert. Im Gegensatz dazu kann ein Netz in C-Topologie die Nachlaufdelle sehr viel besser auflösen und länger erhalten.

Weiterhin wurde herausgefunden, dass die Dicke des strukturierten Bereichs, und der damit verbundene hybride Übergang, im Bereich des Hochauftriebs mit abgelöster Hinterkantenströmung, einen bedeutenden Einfluss auf die Strömungsvorhersage haben. Ein zu dünner strukturierter Bereich hat zur folge, dass die Grenzschicht bzw. die freie Scherschicht durch den hybriden Übergang hindurch führt. Insbesondere beim Menter-SST Turbulenzmodell, führt deshalb ein wandnaher hybrider Übergang zu einem deutlichen Einbruch der Turbulenzproduktion und daraus resultierend zu einem verhältnismäßig großen Ablösegebiet. Dies führt in den Untersuchten Fällen zu Fehlern von bis zu 4.0 LC und 8.0 DC.



Die oben dargestellte Abbildung zeigt die Ausgabe des entwickelten Fehlersensors im Bereich der Hinterkante des NLF(0)416-Profils. Bereiche mit einem hohen vorhergesagten Fehler werden schwarz und Bereiche mit geringem vorhergesagten Fehler weiß dargestellt. Das linke Bild stellt ein Netz mit geringer Hinterkantenauflösung dar, wohingegen das rechte Bild ein Netz mit höherer Hinterkantenauflösung illustriert. Zusätzlich wird die Nachlaufdelle an zwei Schnitten stromab der Hinterkante visualisiert.

Literatur:

[1] Somers, D. M.: *„Design and Experimental Results for a Natural-Laminar-Flow Airfoil for General Aviation Applications“*, NASA Technical Paper 1861, Langley Reserch Center, Hampton, Virginia, 1981.

[2] Probst, A.; Mazlum, E.; Radespiel, R.: *„Investigation of computational uncertainties of airfoil flow phenomena close to trailing edges“*, RTO-Symp. on: Computational Uncertainty in Military Vehicle Design, RTO-MP-AVT-147, Athens, 2007.

Weiteres Vorgehen:

Weitere Ziele des Projektes sind die Entwicklung von Verfahren zur gezielten, automatischen Manipulation von Netzen, mit dem Ziel, vorhandene Fehler zu minimieren. Der hier vornehmlich verfolgte Ansatz basiert auf der in TAU vorhandenen Netzadaption zur lokalen Verfeinerung unzureichend diskretisierter Stellen. Dazu muss dieser Adaptionsalgorithmus mit Hinblick auf spezifische Probleme im Nachlaufbereich erweitert werden.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: **Numerische Simulation**

Ansprechpartner: **Anna Naumovich**

Institution: **DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik**

Adresse: **Lilienthalplatz 7** **Telefon: 0531 / 295 36 24**
38108 Braunschweig **e-mail** anna.naumovich@dlr.de

weitere Partner: **Malte Förster , Fraunhofer Institut für Algorithmen und Wissenschaftliches Rechnen**

Thema: Defect correction with algebraic multigrid for linearized problems in compressible aerodynamics

Ausgangssituation: Nowadays, linearized discrete Euler and Navier-Stokes equations are extensively used in the domain of CFD. Among their applications are e.g. the evaluation of flow solution derivatives, *a posteriori* error estimates, modelling of periodic flows with frequency-domain methods. Moreover, the solution of linearized equations can be considered as a preliminary step towards developing algorithms for the non-linear equations. It is remarkable that the character of a non-linear problem is preserved in its linearization and (if the linearization is exact) the linear problem is as stiff as its non-linear counterpart. In most of state of the art CFD codes, the solution of the linearized problems is performed by a Krylov subspace method preconditioned by a suitable one-level method or by a linear geometric multigrid. However, a satisfactory stable convergence for these problems has not been achieved in a general setting.

Ziel: The possibility of developing a solution method which provides a grid-insensitive convergence for linearized Navier-Stokes equations in a general situation is questionable. Henceforth, our goal is less ambitious, namely, using algebraic multigrid, to solve linearized second-order accurate discretizations of Euler and Navier-Stokes equations more efficiently (faster in terms of CPU time with reasonable memory usage) than the currently used linear solver in the DLR TAU code [1] (GMRES method preconditioned with linear geometric multigrid).

Lösungsweg: We turn to algebraic multigrid (AMG) as an alternative to geometric multigrid and one-level solvers since it has the potential to automatically deal with arbitrary sources of stiffness on unstructured grids and also to provide a grid-independent convergence. However, the application of AMG to the problems considered in this work is not straight-forward since the original AMG method was developed to solve scalar elliptic problems. Extensions of the method for systems of PDEs are not unique and it is still an ongoing subject of research. A number of such extensions is provided in the SAMG package [2], which is employed in the current work.

Our initial investigations attempted to apply the solvers from the SAMG package directly to the problems resulting from the linearization of second-order discretizations. It was seen that this fails for most of the considered test cases, often at the coarsening stage already. Further research is being done in order to understand if an AMG method which is directly applicable to solve second-order accurate discretizations can be designed. Here, we present another way of solving second-order accurate discretizations. It was observed that the same AMG solvers applied to the corresponding first-order discretizations demonstrate rather good convergence behaviour (even grid-independent in many test cases). However a first-order discretization is insufficiently accurate to be useful in practice. This suggests applying AMG within a defect correction (DC) iteration [3], solving a first-order accurate problem at each step and iterating towards the solution of the second-order accurate problem. In some cases, this approach requires stabilization with outer Krylov iterations, for which we employ Flexible GMRES method.

Ergebnis: The suggested algorithm was examined for the central JST scheme, the upwind Roe, and the van Leer schemes. In case of Euler equations sub-, trans- and supersonic flow regimes were considered, in case of Navier-Stokes equations - laminar subsonic test cases. The approach was seen to significantly out-perform linear TAU solution method in all cases. This is by virtue of the efficiency of AMG, which requires a very small number of iterations to give sufficient accuracy of the inner problem at each DC step. Furthermore, as the first-order matrix is constant, only one AMG setup procedure (consisting of coarsening, construction of prolongation, restriction and coarse grid operators) must be performed for the entire calculation.

In Figure 1, convergence of AMG for the first-order van Leer scheme for Euler equations in three flow regimes for a sequence of NACA0012 grids is presented (this scheme is employed in a defect correction algorithm for solution of second-order central and van Leer schemes). One can see that convergence of AMG for this discretization is grid-independent. However, when defect correction is combined with AMG and is

applied to solve second-order discretizations, although the resultant method is fast in terms of CPU time, it is not any more grid independent (dependence is weak though in all considered subsonic test cases). In Figure 2 (left and middle) the convergence of residual and solution error in defect correction method for second-order discretizations of Euler equations is presented for two different test cases, which show that the reduction of both residual and solution error occurs at similar rates starting from the first iterations. In Figure 2 (right) the reduction of residual by defect correction method (accelerated with FGMRES) is presented for a sequence of NACA0012 grids for the second-order Roe scheme for subsonic laminar Navier-Stokes equations. One can see that convergence of the method for this test case is grid-independent.

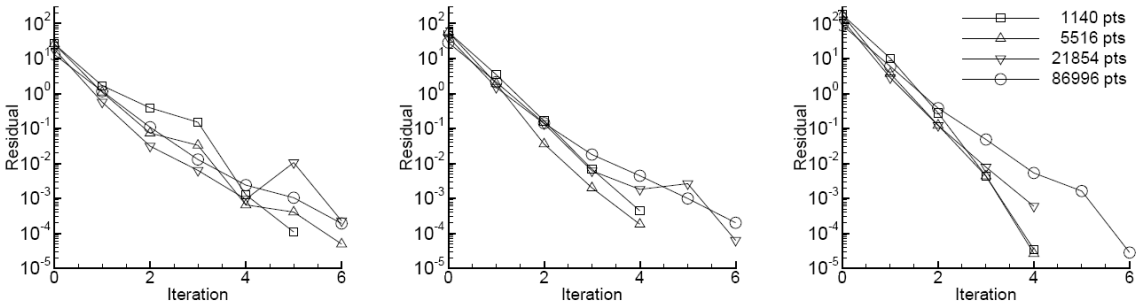
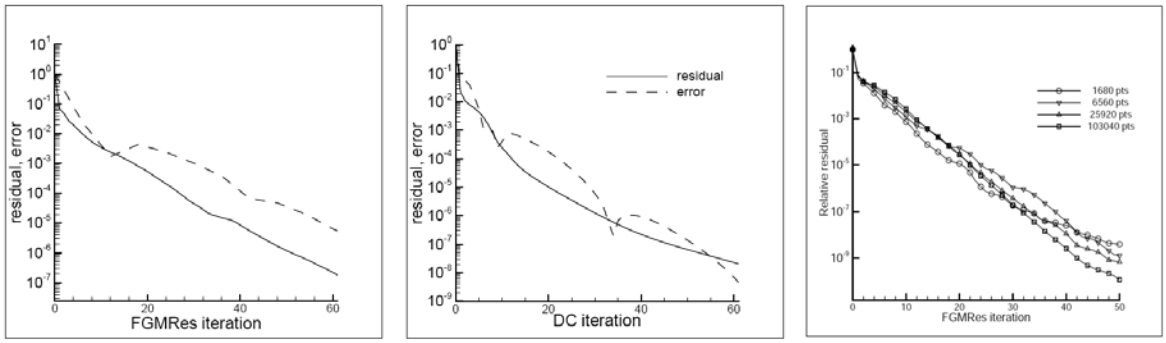


Figure 1. Convergence of AMG (accelerated with BiCGSTAB) for first-order van Leer scheme in the subsonic (left), transonic (middle), supersonic (right) regimes (Euler eqs, NACA0012 airfoil).



2d NACA0012 airfoil (86996 pts), transonic regime, JST scheme, DC accelerated with FGMRES

Onera M6 wing grid (108396 pts), transonic regime, Roe scheme

Sequence of NACA0012 grids, laminar subsonic regime, Roe scheme

Figure 2. Convergence of defect correction for Euler equations (left and middle) and Navier-Stokes equations (right).

Comparing to linear TAU solver, significant speed-up in terms of CPU time (up to a factor of about 10) with reasonably increased memory requirements (about 50% more memory) was achieved in all the considered test cases.

Weiteres Vorgehen: The further work will be to investigate more thoroughly performance of the method for Navier-Stokes equations, including influence of large boundary layer gradients and stretched boundary cells on the performance of the algorithm. Inclusion of turbulence equations will be a challenging step. Further, performance of the approach for larger test cases has to be done in a parallel framework. For this, parallel AMG (provided in the SAMG library) and parallelized defect correction algorithm (needs to be implemented) have to be combined and tested.

Literatur:

[1] Gerhold T., Galle M., Friedrich O., Evans J. Calculation of complex 3d configurations employing the DLR TAU-Code. AIAA Paper Series 1997, AIAA-97-0167

[2] Stüben K., Clees T. SAMG Users Manual. Fraunhofer Institute SCAI, http://www.scai.fraunhofer.de/samg.

[3] Boehmer K., Hemker P., Stetter H. The defect correction approach. Computing Suppl. 1984, 5:1-32.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Silvia Reuß, Tobias Knopp, Daria Jakubek, Dieter Schwamborn

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung CASE

Adresse: Bunsenstrasse 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-7092923
e-mail: silvia.reuss@dlr.de

Weitere Partner: Andreas Krumbein (DLR-AS-CA), Jochen Wild (DLR-AS-TF)

Thema: Preparation of a detached eddy simulation on the F15 3eOptV2 geometry

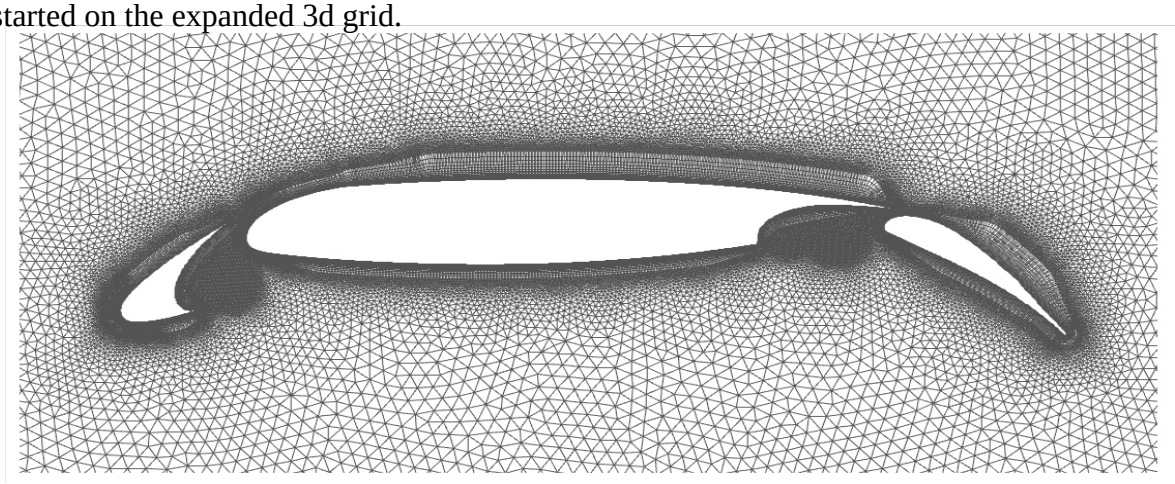
Ausgangssituation: In different DLR-, LUFO and EU projects the validation of hybrid RANS/LES methods like (D)DES in high-lift configurations is an important task. One appropriate industrially relevant configuration, the F15 3eOptV2, was measured in the DLR project LEISA. In this project optimizations of a 3-element-configuration with respect to noise generation were performed [1]. The experimental data are confidential but open for DLR use.

Ziel: To perform a DES a carefully designed grid must be provided [2]. This grid must fulfill the needs of a RANS solver in the boundary layers. It also must be fine enough to resolve the turbulent structures in the focus regions and also the measured frequencies must be resolved. The experimental situation must be transferred to the simulation.

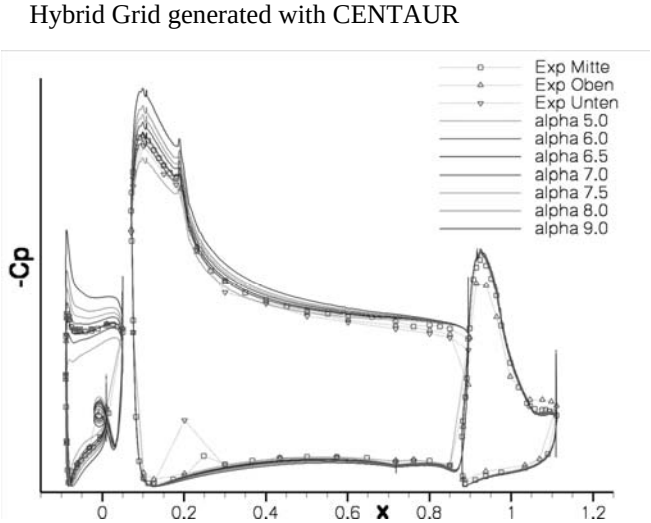
Lösungsweg: First, the computational domain was defined. The distance to the farfield boundaries was chosen as ΔX_{farf}=25c. The spanwise extension of the computational domain for DES computations in general is an issue still under discussion. It should, at least, be able to fit in the size of the main features of the flow. We chose two different settings ΔZ_{span}=0.08c and ΔZ_{span}=0.16c. Then, the step size Δx_{min}, which should be used to resolve the turbulent structures in the LES regions was specified. The acoustic data range from 800Hz to 12kHz. To resolve the highest frequencies with approximately 30 points per wavelength, a spacing of Δx_{min}=0.001m is appropriate. The spacing in wall normal direction was chosen to provide $y^+(1)\approx 1$. Those values were used to create a 2d mesh. To obtain the grid, the hybrid mesh generator CENTAUR was used. No chopping of the structured layers was allowed. While this led to smooth layers in the most parts of the grid, great problems occurred resolving the lower edge of the slat, which is the only sharp edge in the configuration. The turbulent structures in the shear layer behind this edge impinging the upper part of the slat are considered the main source of broadband noise in the slat cove. Therefore, this shear layer must be well resolved. To fulfill this demand the adaptation module of the TAU code was employed inside a bounding box around the sharp edge. In another approach, a structured chimera block including this edge was used. A third grid with a wake plane behind the edge will also be created. To expand the grid in z-direction, the 2d grid was stacked up with a spacing of Δx_{min}. This corresponds to 40 points in span wise direction to obtain Δz_{span}=0.08c. First results obtained from RANS computations on the 2d grid were used for a preliminary evaluation of the grid. The computations were carried out using the Spalart-Allmaras one-equation turbulence model together with a central scheme and matrix dissipation. Those results were used for the correction of the angle of attack, in order to compensate the influence of the wind tunnel side walls in the experiment. Since the infrared measurements were performed on the F15 3eOptV1 geometry with slightly different slat and flap positions, a transfer of the transition locations from that configuration to the F15 3eOptV2 geometry must be executed. In a first step, the locations were extracted from the experimental data. Those

locations were used to prescribe transition during the computation of the OptV1 geometry with a similar grid. From these results the critical N-factor fro the transition prediction on the 3eOptV2 geometry can be calibrated. In another simulation on the 3eOptV2 geometry the transition prediction module of the TAU code is then used to predict the transition locations on the 3eOptV2 using this critical N-factor. Again a correction of the angle of attack with prescribed transition is performed. Now all parameters defining the flow problem are determined and the DES can be started.

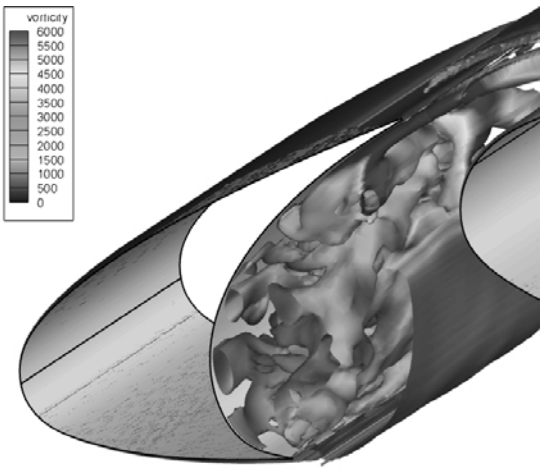
Ergebnis: The 2d grid generation has been executed and the correction of the angle of attack has been performed. The transfer of the transition location is still ongoing. A first DES has been started on the expanded 3d grid.



Hybrid Grid generated with CENTAUR



Correction of the angle of attack



Turbulent structures in the slatcove (Q invariant)

Literatur:

[1] “An integrated design approach for low noise exposing high-lift devices”, Jochen Wild, Michael Pott-Pollenske, Björn Nagel AIAA paper 2006-2843

[2] “Young-Person's Guide to Detached-Eddy Simulation Grids”, Philippe R. Spalart, NASA/CR-2001-211032

[3] “Zonal-Detached-Eddy Simulation of the Flow Around a High-Lift Configuration”, Sebastien Deck, AIAA Journal Vol. 43 No. 11, Nov. 2005

[3] “Slat Cove Unsteadiness: Effect of 3D Flow Structures” Meelan M. Choudhari, Mehdi R. Khorrami, AIAA 2006-0211

Weiteres Vorgehen: The DES computations will be continued until statistical convergence is achieved. From this point on, the results in each time step are stored and afterwards the acoustical analysis will be performed. The obtained spectra will be compared with the experimental results

Datum: 20.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Markus Ritter, Jens Neumann

Institution: DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen **Telefon:** 0551-709-2380
e-mail: Markus.Ritter@dlr.de
Jens.Neumann@dlr.de

Thema: Numerical forced motion simulations of the HIRENASD wind tunnel model

Ausgangssituation: The transonic flow past transportation aircraft wings operating at high Reynolds numbers typically covers nonlinearities even in steady state. Though these flow characteristics can be determined precisely using adequate CFD methods, a physically exact determination and the interpretation of aerodynamic characteristics of an unsteady flow field due to harmonic vibration of the wing still remains a challenging task. Accurate simulation results of such unsteady transonic flow fields at high Reynolds numbers permit the sound understanding of both linear and nonlinear aerodynamic effects on vibrating wings, such as e.g. the movement of shocks, the dependency of the aerodynamic response on the amplitude of the motion, as well as its temporal linearity. The presented unsteady simulations are conducted following the experimental analysis of the HIRENASD (High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics) project by RWTH Aachen University, carried out in the cryogenic ETW (European Transonic Windtunnel). The results of this experiment provide a proper basis for the validation with the numerical ones.

Ziel: The objectives are to establish a process chain for the numerical simulation of the HIRENASD wing undergoing forced harmonic motion in three different eigenmodes of the wing structure (first bending mode at 28 Hz, second bending mode at 79 Hz, as well as first torsion mode at 272Hz). The aerodynamic response will be simulated for transonic flow conditions (Ma 0.8 and 0.85) at Reynolds numbers of 7 and 23 millions. The obtained results should then be analysed with respect to the unsteady characteristics of the flow field (mainly the cp -distribution) past the wing. The magnitude, the real and imaginary parts as well as the phase angles of the cp values will be validated against the experimental data. Reliable validation results should permit an advanced numerical investigation of the effects mentioned above.

Lösungsweg: Any CFD simulations were conducted solving the unsteady RANS equations on a structured grid by the DLR TAU-Code. The three different modeshapes of the HIRENASD wing had been obtained from a corresponding finite-element model and were interpolated on the computational mesh using a 3D- volume spline function. This mesh is deformed during the simulation in each time step according to the mode shape (the second bending mode shape is depicted in Figure 1 as an example). The static deformation of the wing was calculated with an iterative fluid-structure-coupling process chain using a modal approach. This initial deformation of the wing must be considered in the simulation since the static cp- distribution past the wing shows significant differences between the deformed and the undeformed wing.
The cp-values of the experimental data had been analysed regarding their time-dependent, unsteady behaviour. Transfer functions were calculated both of the numerical and experimental results, where the frequency spectrum of the cp-values was related to the spectrum of the movement of the wing. Real and imaginary parts and the corresponding phase angles obtained by the transfer functions of both the simulation and the experimental data can thus be validated conveniently against each other.

Ergebnis: As an example, results of the forced motion simulations comprising the second bending mode are presented. The flow parameters for this simulation had been chosen following the experimental setup: Ma = 0.8, Re = 7e06, reduced frequency = 0.66. The static deformation was reached after about three iterative steps by the coupled simulations.
Three oscillation periods of the wing need to be calculated by the forced motion simulation to obtain a convergent solution, where each period is sub-divided in 160 time steps. The comparison of the numerical and the experimental results shows good correlation, both for the magnitude and the phase angle of the cp-values past the wing. Noticable differences occur in every three test cases at the region of the suction peak and the shock. (Though further mesh refinement studies seem necessary in this region). The magnitude of the cp-value is depicted exemplarily in Figure 2 at 46% of the wingspan, the corresponding phase angle is shown in Figure 3.
Distinctive characteristics of the flow field can be seen in the phase plot: The course of the phase angle on the pressure side always shows a slight positive slope, whereas the phase angle on the suction side remains flat up to the shock, with a jump of ca. 160° beyond it. This behaviour is identifiable in the other cross sections of the wing as well.

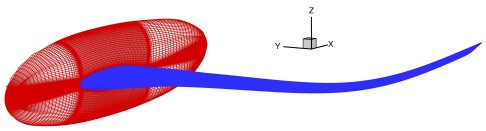


Figure 1: Second structural bending mode, interpolated on the CFD mesh

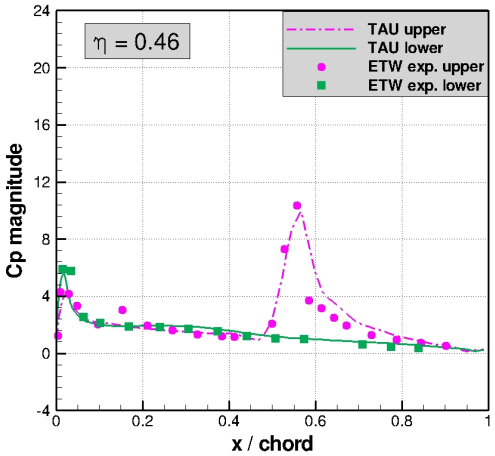


Figure 2: Magnitude of the cp-value at 46% spanwise direction

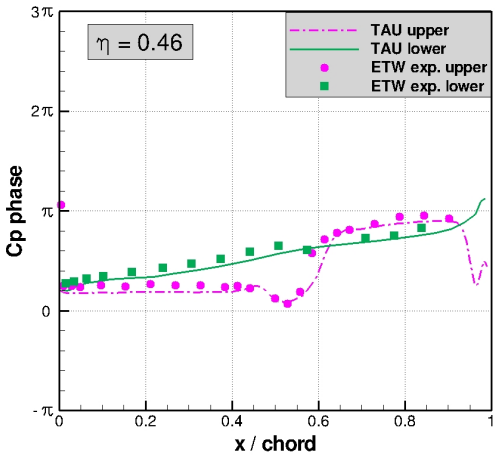


Figure 3: Phase angle of the cp-value at 46% spanwise direction

Literatur: Ballmann, J., Dafnis A., Korsch, H., et al. (2008). *Experimental Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics in ETW.* American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper 2008-841, 46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, January 7-10, 2008, Reno, Nevada.

Neumann, J. (2008). *Identifikation radialer Basisfunktionen zur räumlichen Strömungs-Struktur-Kopplung unter Berücksichtigung des Interpolations- und des Lasttransformationsfehlers.* DLR-IB, IB 232-2008-J01, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen, Germany.

Neumann, J., Ritter, M. : Steady and Unsteady Aeroelastic Simulations of the HIRENASD Wind Tunnel Experiment, IFASD 2009, Seattle

weiteres Vorgehen: The good validation results now allow further studies of the complex flow field past the wing. These studies should include the investigation of the characteristics of the shock, the cause for the phase jumps and their magnitude past the shock, and further effects mentioned above. Also more general analysis such as mesh convergence studies will follow. Extensive parameter studies (e.g. concerning Mach and Reynolds number, reduced frequencys) have been conducted in the HIRENASD experiment and thus these results can be used for the validation of ongoing numerical simulations.

Datum: 08.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/ -modellierung

Ansprechpartner: Benedikt Roidl, Daniel König, Matthias Meinke, Wolfgang Schröder

Institution: Institute of Aerodynamics RWTH Aachen University

Adresse: Wüllnerstr. 5a
52062 Aachen

Telefon: 0241-8095433
e-mail: b.roidl@aia.rwth-aachen.de

Thema: In- and outflow conditions for a zonal RANS-LES method

Ausgangssituation: In this work a hybrid RANS-LES method for the simulation of turbulent flows is presented. Within this approach the domain of integration is split into zones in which the turbulent flow field is either predicted by solutions of the Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equations or the spatially filtered equations, which are solved for a large-eddy simulation. The major problem in this approach is to obtain solutions with a smooth transition from the LES to the RANS zones and vice versa. Here, overlapping zones are used, in which the time averaged solution from the RANS is driven to the spatially averaged solution for the LES.

Ziel: The main focus of this work is on the proper formulation of interface conditions between the zones to ensure a smooth transition from RANS to LES and vice versa. The formulation of interface conditions includes generation algorithms of synthetic turbulence at LES inflow combined with control planes downstream in the LES flow field and a proper averaging of the turbulent characteristics at LES outflow.

Lösungsweg: Downstream of the LES inflow boundary, control planes according to Spille & Kaltenbach [1] are used in combination with a generation of synthetic turbulent structures, in order to keep the overlapping RANS-LES zone short in streamwise direction. At the control planes time and space averaged Reynolds stresses are compared with target values provided by the RANS-simulation and the existing turbulent velocity fluctuations in the LES zone are damped or amplified accordingly to reduce the difference between actual and target Reynolds stresses. The damping or amplification of the turbulent flow at the control planes is done by injecting local volume forces acting in wall normal direction. The turbulent fluctuations at the inflow plane of the LES domain are generated using the approach of Batten et al. [2] or Jarrin et al. [3]. The main idea of this approach is to assume that the turbulent inflow is composed of a superposition of coherent structures with particular intensities, shapes and length scales that are derived from the time and space averaged turbulent characteristics of the RANS-simulation.
In order to prescribe the solution at the RANS inflow boundary that is located downstream of the LES domain, the turbulent characteristics (i.e. Reynolds stresses) are averaged in time and space. Three different methods to determine the turbulent eddy viscosity were tested. The first two methods are based on the definition $\nu_t = C_\mu k/\varepsilon$ and thus involve the determination of the turbulent dissipation ε. Tests for a turbulent channel flow show that these methods are not well suited since they overpredict the value for the eddy viscosity of a Spalart-Allmaras model or need a long time averaging process for smooth distributions. Therefore, another definition of the eddy viscosity is used which is based on the relation $\nu_t = k/\omega$ where the specific dissipation ω is computed as a function of the strain rate.

STAB

Ergebnis: Fig. 1 shows a comparison of the friction coefficients in streamwise direction for a turbulent boundary layer, obtained with the two different methods. It can be seen that the modified method of [3] accelerates the transition from the RANS to the LES solution considerably.
Fig. 2 shows a computed eddy viscosity profile for a fully developed turbulent channel flow from two LES solutions in comparison with DNS data and the RANS solution, which show an acceptable agreement.

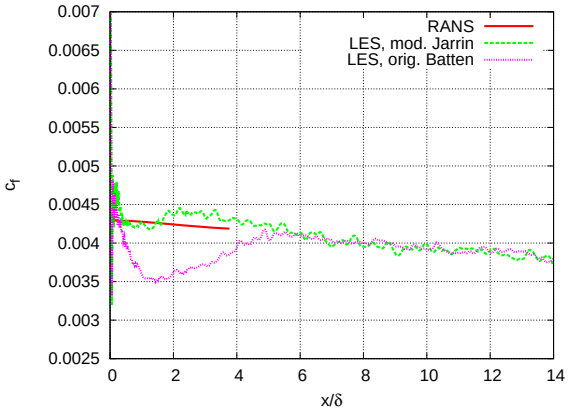


Figure 1: Friction coefficient for a zonal RANSLES solution of a turbulent boundary layer at a Reynolds number of Re_δ=11000 and a Mach number of M=0.4. Comparison of the generation of turbulent fluctuations with methods of [3] and [2].

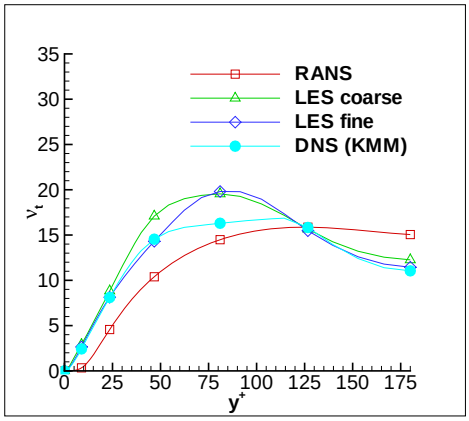


Figure 2: Turbulent eddy viscosity profiles for a turbulent channel flow at Re_τ=180 determined with $\nu_t = k/\omega$ for two LES and the DNS data of [4] compared with the RANS solution.

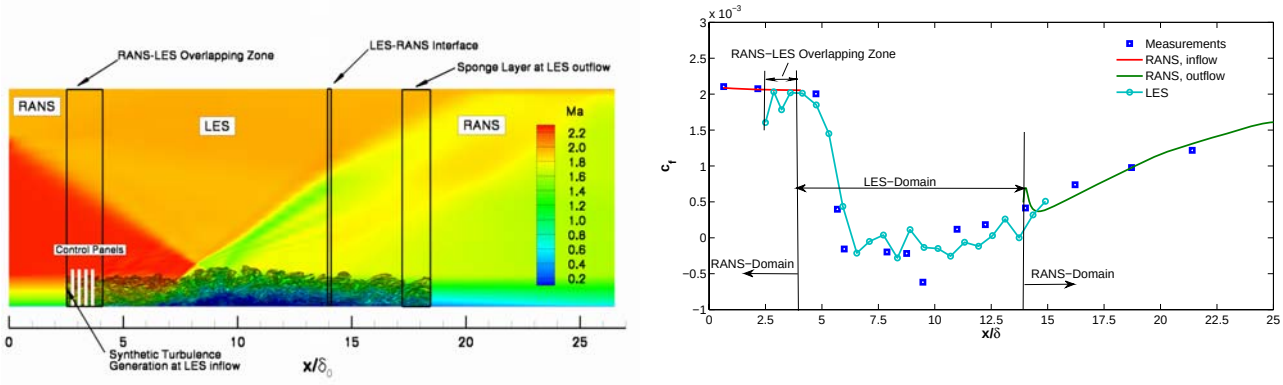


Figure 3: Zonal RANS-LES of a shock/boundary-layer interaction at a Mach number of M=2.3 and a Reynolds number of $Re_{\delta 1}$=19300. Left: Mach number and λ_2 contours in the LES domain, Right: friction coefficient in the RANS and LES zones in comparison with experimental data of [5].

Literatur:

[1] A. Spille, H.-J. Kaltenbach, Generation of turbulent inflow data with a prescribed shear-stress profile, in: Third AFSOR Conference on DNS and LES, 2001.

[2] P. Batten, U. Goldberg, S. Chakravarthy, Interfacing statistical turbulence closures with large-eddy simulation, AIAA J. 42 (2004) 485–492.

[3] N. Jarrin, N. Benhamadouche, S. Laurence, D. Prosser, A synthetic-eddy-method for generating inflow conditions for large-eddy simulations, Journal of Heat and Fluid Flow 27 (2006) 585–593.

[4] J. Kim, P. Moin, R. Moser, Turbulence Statistics in Fully Developed Channel Flow at Low Reynolds Number, J. Fluid Mech. 177 (1987) 133–166.

[5] P. Dupont, C. Haddad, J. F. Debieve, Space and time organization in a shock-induced separated boundary layer, J. Fluid Mech. 559 (2006) 255–277.

weiteres Vorgehen: The zonal RANS-LES approach will be used in more complex applications such as shock-wave boundary layer interaction on a supercritical airfoil configuration. Large scale oscillations of the shock wave and thus of the flow variables will require further investigation of the interface conditions in order to ensure a proper transfer of low frequency fluctuations of flow characteristics from RANS to LES and vice versa.

Datum: October 2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: **Axel Schwöppe**

Institution: **DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik**

Adresse: **Lilienthalplatz 7**
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952457
Telefax: 0531/2952914
e-mail:
axel.schwoeppe@dlr.de

weitere Partner: Gang Wang, Ralf Heinrich, Andreas Schütte

Thema: **Erweiterung des TAU-Code um die zellzentrierte Netz-Metrik (TAU Cell-Centered) und strukturierte Algorithmen (TAU-IJK)**

Ausgangssituation: Der RANS-Löser TAU [1] des DLR ist ein unstrukturiertes CFD-Verfahren. Unstrukturierte Verfahren zeichnen sich bezüglich der Geometrieabbildung durch ein hohes Maß an Flexibilität aus. Insbesondere bei viskosen Strömungen ist allerdings der Zugewinn an Flexibilität gegenüber strukturierten Verfahren mit ungünstigeren Konvergenzeigenschaften und verminderter Genauigkeit verbunden. Um die Vorteile unstrukturierter und strukturierter Verfahren in einem Löser zu kombinieren, wird der TAU-Code um strukturierte Datenstrukturen und Algorithmen erweitert. Die Erweiterung wird als TAU-IJK bezeichnet. TAU-IJK basiert auf der zell-zentrierten Netz-Metrik und ist aufbauend auf dem TAU Release 2009.2.0 in einer Entwicklerversion aktuell als Löser auf rein strukturierten Netzen implementiert. Da die Geometrieabbildung des TAU-Codes auf einer knoten-zentriert Netz-Metrik (TAU Cell-Vertex) basiert, wurde der Löser mit dem Release 2008.1.0 um die zell-zentrierte Netz-Metrik (TAU Cell-Centered) erweitert.

Ziel: Die Erweiterung TAU-IJK soll dem TAU-Code ermöglichen, die Vorteile unstrukturierter Verfahren unverändert zu nutzen, auf rein strukturierten Netzen eine mit strukturierten Verfahren vergleichbar Effizienz und Genauigkeit zu erreichen und auf gemischt strukturiert-unstrukturierten Netzen in strukturierten Bereichen die Vorteile strukturierter Verfahren zu nutzen.

Lösungsweg: Die Möglichkeiten eines gemischt strukturiert-unstrukturierten Verfahrens wurden anhand eines Prototypen untersucht [2]. Anschließend wurden strukturierte Algorithmen, die zum erreichen der Ziele beitragen, identifiziert und implementiert. Hierzu zählen u.a. die künstliche Dissipation (JST-Schema), implizite Residuenglätter sowie die strukturierte Vergröberung der Netze für das Mehrgitter-Verfahren.

Ergebnis: Der Vergleich von Ergebnissen des TAU Cell-Vertex und TAU Cell-Centered auf Hexaeder-Netzen führt grundsätzlich zu ähnlichen Ergebnissen hinsichtlich Genauigkeit, Konvergenzverhalten und Effizienz. Auf Netzen mit weiteren Elementtypen kann das Ergebnis hinsichtlich der Genauigkeit und des Konvergenzverhaltens Unterschiede aufweisen, da die Lösung der zellzentrierten Netz-Metrik in Bereichen von Prismen, Pyramiden und Tetraedern gegenüber der knotenbasierten Netz-Metrik ungefähr das zwei-, drei- bzw. sechsfache an Freiheitsgraden enthält. Bild 1 zeigt den Verlauf des Druckbeiwertes für einen Schnitt des Onera-M6 Flügels im Bereich der Flügelspitze. Ihre Geometrie wurde gegenüber

des mit Hexaedern abgebildeten Flügels über Prismen und Tetraeder beschrieben. Für die zell- zentrierte Metrik ergibt sich aufgrund der höheren Freiheitsgradanzahl dieser Elementtypen eine gegenüber der knoten-zentrierten Metrik und im Vergleich zu Messergebnissen genauere Abbildung des Verdichtungsstoßes im Bereich der Flügelspitze. Die Erarbeitung von Best Practice Richtlinien zur zielorientierten Anwendung der knoten-basierten und zell-zentrierten Netz-Metrik ist Gegenstand aktueller Arbeiten.

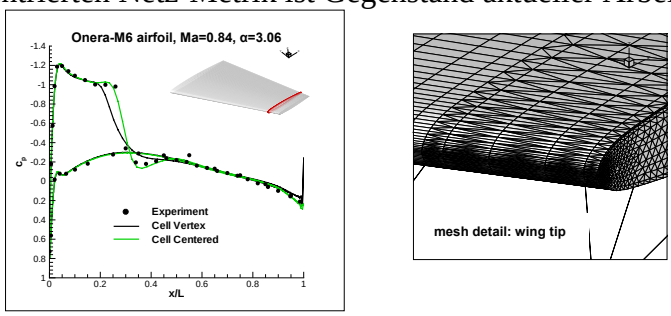


Bild 1: Vergleich des Druckbeiwertes (links) zwischen TAU Cell-Vertex und TAU Cell-Centered auf einem gemischt strukturiert-unstrukturierten Netz eines Onera M6-Flügels (Detail rechts)

Die Gegenüberstellung von Lösungen des TAU-IJK und des strukturierten FLOWer-Code [1] zeigt auf rein strukturierten Netzen hinsichtlich der Genauigkeit nahezu identischen Ergebnissen. Dies wird exemplarisch anhand der im Bild 2 (links und mitte) dargestellten Verläufe des Druckbeiwertes und des Totaldruckverlustes einer Euler-Lösung um den LANN-Flügel deutlich. Des Weiteren ergibt sich ein Zugewinn an Genauigkeit durch die Verwendung des strukturierten Algorithmus für die künstliche Dissipation in der TAU-IJK Lösung gegenüber der unstrukturierten TAU Cell-Centered Lösung. Die Verbesserung des Konvergenzverhaltens aufgrund der Verwendung strukturierter impliziter Residuenglätter im TAU-IJK anstelle des unstrukturierten Glätters ist anhand des Verlaufes des Dichteresiduums einer Euler-Berechung um ein NACA 0012 Profil in Bild 2 (rechts) gezeigt.

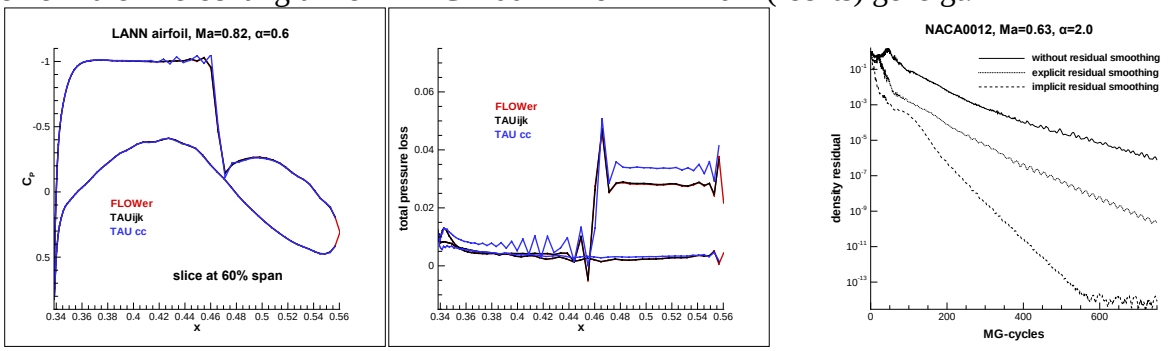


Bild 2: Vergleich der Druckbeiwerte (links) und Totatdruckverluste (mitte) zwischen FLOWer, TAU Cell-Centered und TAU-IJK; Einfluss des impliziten Residuenglättens (rechts)

Literatur:

[1] Kroll, N., Rossow, C.-C., Schwamborn, D., Becker, D., Heller, G.: MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design. ICAS Congress 2002, Toronto, 09.-13.09.2002, ICAS, CD-Rom, S. 1.105.1-1.105.20

[2] Heinrich, R.: Implementation and application of structured algorithms in a hybrid CFD-Code, STAB-Tagung 2004 in Bremen, in “Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design“, volume 92, Springer Verlag, 2006

weiteres Vorgehen: Die Anwendung der strukturierten Algorithmen des TAU-IJK wird auf gemischt strukturiert-unstrukturierte Netze erweitert. TAU Cell-Centered und damit TAU-IJK werden sukzessive an die vollständige Funktionalität des TAU Cell-Vertex angeglichen. Um die effiziente Speicherverwaltung sowie Skalierung bei massiv parallelen Lösungsberechnungen des TAU-Codes auch mit TAU-IJK zu erreichen, sind geeignete Partitionierungsalgorithmen für gemischt strukturiert-unstrukturierte Netze zu entwickeln.

Datum: 8. Oktober 2009 **STAB**

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 commonly 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 2^{nd} 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).

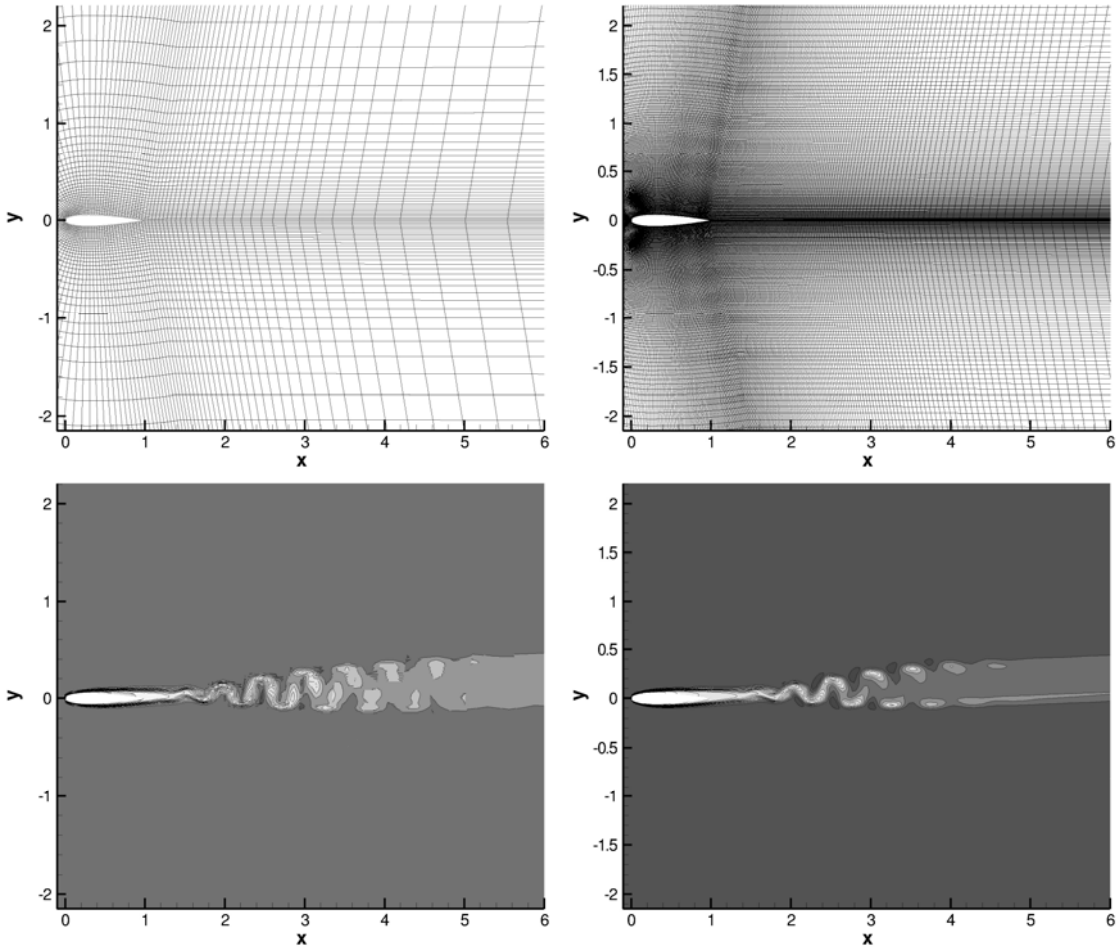
Lösungsweg:
Our explicit DG scheme is called the Space-Time Expansion DG scheme (STE-DG) and is formulated in a space-time context. Within the ADIGMA project, the focus lies on the comparison to other methods i.e. finite volume or other DG-schemes and the improvement of two main aspects:
Increase of efficiency in the temporal and spatial discretization. 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 time accurate local time-stepping. Thereby, we avoid the strong decrease of the efficiency, because of a local CFL condition where each cell has its own time step and is only synchronized with the others 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. According to the artificial viscosity approach as described by Persson and Peraire, we try to resolve the shock within the relatively large DG grid cells by locally adding some amount of artificial viscosity and forming a narrow viscous shock profile. This amount, however, can be estimated from the grid properties, the value given by the shock indicator and an additional user defined parameter.

STAB

Ergebnis:

The figure shows the numerical results for the ADIGMA MTC 3 test case. It is a numerical simulation of the fluid flow around a NACA0012 airfoil. The results are obtained from one run of our DG-scheme at 3rd order on a much coarser mesh than the TAU reference computations. The 3rd order time step is smaller, but due to the coraser mesh, the CPU time is only a third of the TAU CPU times -with comparable results.

DG level 4 (8.1 CPU time units per millisecond) TAU level 2 (25.0 CPU time units per millisecond)



NACA0012 Entropy contour lines. 3rd order DG (left) and the DLR's TAU code on a twice refined mesh (right).

Literatur:

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 for the shock capturing is not yet parameter free. Furthermore, we will conduct 2 and 3D cavity simulations.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren/Aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Nicolas Thouault, PD Dr.-Ing. Christian Breitsamter, Dr.-Ing. Jost Seifert* und Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München
*Bauhaus Luftfahrt e. V.

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16150
Telefax: 089/289-16139
e-mail: nicolas.thouault@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: C. Badalamenti and S. A. Prince, City University, London, UK

Thema: Numerical Analysis of a Rotating Cylinder with Spanwise Discs

Ausgangssituation:
Known as the “Magnus effect”, lift is created on a cylinder rotating in a passing flow. The magnitude of the lift force generated depends on several parameters such as the cylinder rotation rate and the Reynolds number. Experimental investigations on various arrangements of a cylinder with spanwise discs were conducted by A. Thom in the 1930´s [1]. Installing large discs along a cylinder span has been found to provide significant lift-over-drag ratio. A configuration with such performance could constitute a sustainable alternative for small Unmanned Air Vehicles (UAV) or for small transport vehicles.

Ziel:
The objective of the present study is a detailed flow-field analysis based on Unsteady Reynolds Averaged Navier–Stokes (URANS) simulations to provide insight on the mechanism of lift and drag generation of a cylinder with spanwise discs and to improve the design sensitivity of such configurations.

Lösungsweg:
An experimental investigation of a cylinder with endplates was conducted at the City University of London by Badalamenti and Prince [2] (Fig. 1(a)) and constitute a reference to assess the predictive capability of state-of-the-art CFD methods. In this experiment, endplates of various diameters were tested, $1.1D \leq D_e \leq 3D$. Force measurements and total pressure measurements in the cylinder wake were performed. Results over a wide range of spinning ratios α (ratio of cylinder tangential velocity to freestream velocity) have been gathered. The range of Reynolds number investigated is $18{,}000 < Re < 96{,}000$ corresponding to freestream velocities of $3\ m/s < V_\infty < 16.5\ m/s$.
A cylinder with endplates of diameter $D_e = 2D$ has been selected from the experiment and reproduced numerically. To reduce the computational requirements, only half of the cylinder is modeled and a symmetry plane is used at mid-span (Fig. 1(b)). URANS simulations are performed with the commercially available flow simulation software ANSYS CFX. Fully turbulent calculations are conducted using the k-ω Shear-Stress-Transport turbulence model. To reduce computational effort, laminar and transitional modelings are not addressed at this stage. Numerical results are first compared to the experimental data. Then, the effect of meaningful design parameters on the flow are evaluated with respect to the cylinder performance.

Ergebnis:
For $\alpha \leq 3.3$, a satisfactory agreement with the experimental data has been found for the lift coefficient. Differences are observed for the drag coefficient at high spinning ratios and low

Datum: 20.02.2010 **STAB**

Re due to a larger portion of laminar flow on the cylinder not captured by a fully turbulent computation. The flow phenomenology is described for α = 2 in Fig. 2(a). The parameters investigated are the cylinder aspect ratio, A, the endplate diameter ratio, D_e/D, the spinning ratio and the discs spacing over diameter ratio, s (for a case with spanwise discs). Increasing the endplate diameter leads to a drag reduction and a lift improvement. For all variations studied, the tip vortices affect considerably the configuration performance and are a key design parameter.
The effect of spanwise discs on the rotating cylinder has been assessed between 2 ≤ α ≤ 3. For α = 3 and a disc spacing over diameter ratio of s = 0.63, the streamwise velocity component is enhanced between the boundary layer of two facing discs (compared to the reference without spanwise discs) leading to a drag reduction at high rotation rates. This effect significantly depends on the disc spacing and the Reynolds number (laminar/turbulent boundary layer). Furthermore, a radial flow component on the spanwise discs causes a suction of the cylinder boundary layer at the corner thereby reducing its thickness (Fig. 2(b)). This effect is expected to lead to a pressure drag decrease.

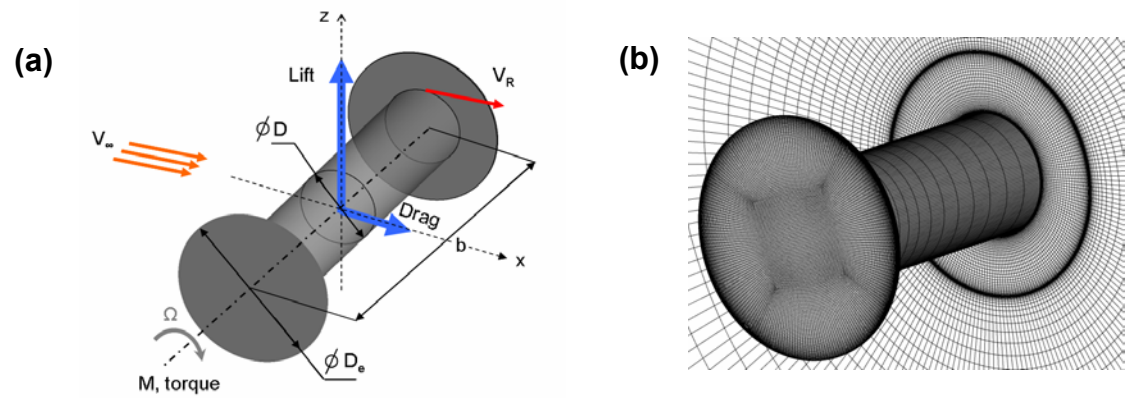


Figure 1: **(a)** Sketch of the meaningful parameters, **(b)** surface mesh on the cylinder with endplates.

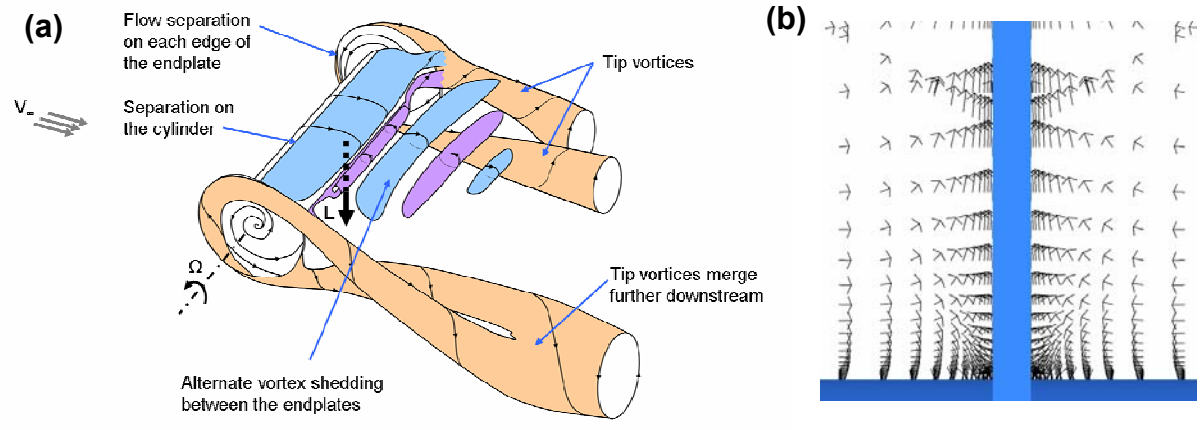


Figure 2: **(a)** Flow phenomenology of a cylinder with endplates at α = 2 (note that the cylinder is here represented upside down), **(b)** vector distribution near the corner of a disc installed at the cylinder mid-span (x/D = 0, α = 2.43, Re = 43,000, D_e/D = 3, A = 5.1 and s = 2.53). L is the lift generated and Ω the rotation rate.

Weiteres Vorgehen:
Further work will be carried out to increase the design sensitivity of a cylinder with spanwise discs at high spinning ratios. In addition, the flow physics will be further characterized.

Literatur:
[1] Thom, A., Effect of Discs on the Air Forces on a Rotating Cylinder, R & M No. 1623, 1934
[2] Badalamenti, C. and Prince, S. A., The Effects of Endplates on a Rotating Cylinder in Crossflow, AIAA 2008-7063, 2008

Datum: 20.02.2010 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Markus Widhalm und Reik Thormann

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Institut für Aeroelastik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953316
Telefax: 0531/2952320
e-mail :
markus.widhalm@dlr.de
reik.thormann@dlr.de

Thema: Implementierung eines linearisierten Frequenzbereich-Löser in den DLR TAU-Code.

Ausgangssituation:
Numerische Untersuchungen von Instabilitäten, wie etwa Flatteranalysen, sind durch das instationäre Verhalten der Strömung sehr aufwändig. Neben unterschiedlichen stationären Flugzuständen, die unter anderem abhängig sind von der Machzahl, Anstellwinkel und Trimmzustand, müssen die aerodynamischen Lasten auch für verschiedene Frequenzen und Schwingungsformen berechnet werden. Mit nichlinearen numerischen Simulationen im Zeitbereich ist der Aufwand derzeit noch zu groß. Für den Fall, dass die Strömung harmonisch oszilliert und nur kleine Amplituden und Frequenzen auftreten, kann ein alternativer und deutlich effizienterer Zeit-linearisierter Löser entwickelt werden, ein Frequenzbereich-Löser.

Ziel:
Ziel dieser Arbeit ist es, die Berechnung der dynamischen Derivativa einer 1. harmonischen Schwingung eines Körpers mit dem linearisierten Frequenzbereich-Löser zu berechnen und mit einer vollständigen instationären Strömungsberechnung zu vergleichen. Aus der Restriktion der physikalischen Bewegung und dem zugrundeliegenden mathematischen Modell soll eine genaue Wiedergabe der 1. harmonischen Schwingung möglich sein. Die Validierung soll an zwei- und dreidimensionalen generischen Profilen und Flügeln gezeigt werden.

Lösungsweg:
Der numerische Lösungsweg basiert auf der Annahme kleiner Schwankungen, womit die Erhaltungsgleichungen um einen Ausgangspunkt, in diesem Fall die stationäre Lösung, linearisiert werden können. Mit diesem alternativen Ansatz kann die momentane instationäre Berechnung, die vollständig im Zeitbereich liegt, reduziert werden auf eine stationäre Rechnung, ebenfalls im Zeitbereich und der darauffolgenden Berechnung im Frequenzbereich. Prinzipiell ist dies eine Reduktion auf zwei stationäre Rechnungen mit unterschiedlichem numerischem Aufwand. Die benötigten Bestandteile des zugrunde liegenden komplex-wertigen linearen Gleichungssystems A*x=b bestehen in der Erstellung der Matrix A, die die Ableitungen der Residuen der Flußbilanz nach den Strömungsvariablen enthält und dem Vektor b, der die Ableitungen der Residuen nach den Metriktermen und der Netzgeschwindigkeiten wiedergibt. Die Matrix A wird durch handabgeleitete Größen [1] erstellt, wobei der Vektor b derzeit noch mit Finiten-Differenzen berechnet wird. Die Lösung des linearen Gleichungssystems wird mit einem semi-implizieten Backward-Euler Verfahren mit einem geometrischen Mehrgitterverfahren als Vorkonditionierer gelöst und kann zusätzlich zur Stabilisierung der Berechnung mit einem GMRES-Ansatz gekoppelt werden.

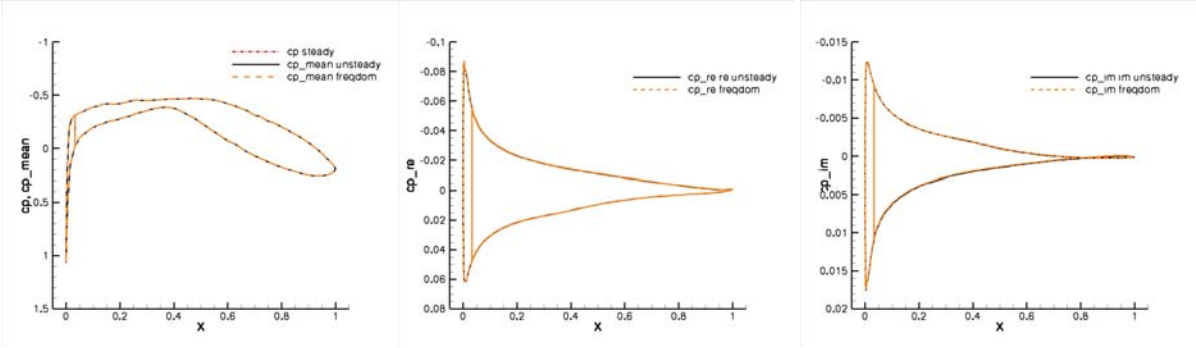


Abb. 1 Cp mean, Cp real und Cp imaginär Verteilung um das RAe2822 Profil

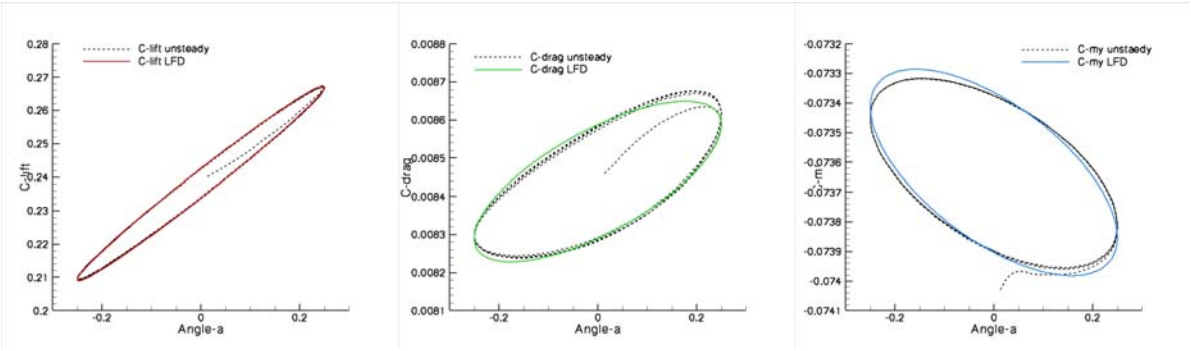


Abb. 2 Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenhysterese für eine periodische Nickbewegung

Ergebnis:

Die Validierung des Frequenzbereich-Lösers gegenüber einer instationären Berechnung mit einer periodischen Nickbewegung zeigen die obigen Abbildungen anhand eines RAE2822 Profils mit einer Anströmmachzahl von M=0.5, einem Anstellwinkel von null Grad und einer Reynoldszahl von 4.45 Millionen. Der reale und imaginäre Anteil des Druckkoeffizienten, Abb. 1, stimmen sehr gut überein. Bei den dynamischen Beiwerten, Abb.2, haben Widerstand und Nickmoment leichte Abweichungen. Ein möglicher Grund hierfür können gewisse Vereinfachungen in der Hand-Ableitung der Residuen nach den Strömungsvariablen sein. Dies wird derzeit genauer untersucht wird. Bei diesem Testfall lag die Zeitersparnis bei einem Faktor von 11 gegenüber der instationären Berechnung.

Literatur:

[1] Dwight R.: An implicit LU-SGS scheme for finite-volume discretizations of the Navier-Stokes equations on hybrid grids. DLR-FB-2005-05, ISSN 1434-8454, 2005

[2] Pechloff, A., Laschka, B.: Small Disturbance Navier-Stokes Method: Efficient Tool for Predicting Unsteady Air Loads. Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 1, 2006

[3] Murman, S. M.: A Reduced-Frequency Approach for Calculating Dynamic Derivatives. AIAA 2005-0840, 43rd AIAA, Reno, NV

[4] Badcock, K., Woodgate, M., Richards, B.: The Application of Sparse Matrix Techniques to the CFD based Aeroelastic Bifurcation Analysis of a Symmetric Aerofoil. AIAA Journal vol 42 issue 5 pp 883-892, 2004

weiteres Vorgehen:

Die Berechnung des Vektors b wird derzeit noch mit einem Finiten-Differenzen Verfahren durchgeführt und birgt die Schwierigkeit der Wahl des richtigen Differenzenschrittes. Eine durchaus elegantere Vorgehensweise ist die konsequente Hand-Ableitung der Metrik- und Geschwindigkeitsterme um den Vektor b im linearen Gleichungssystem zu erhalten.

Datum: 8.Oktober.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: A. Wolf, D. Henes, Th. Lutz, E. Krämer

Institution: Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart **Telefon:** 49 + 711 685 60268
e-mail:wolf@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Untersuchung des Einflusses numerischer Parameter auf das CFD-Ergebnis mit Hilfe der Taguchi-Methode

Ausgangssituation:
Bei CFD-Simulationen müssen vom Anwender numerische Parameter festgelegt werden, die einen Einfluss auf das CFD-Ergebnis haben. Zu diesen Parametern gehören zum Beispiel Netzfeinheit, Netztopologie, Grenzschichtauflösung oder auch die Wahl des Turbulenzmodelles. Eine isolierte oder simultane Änderung dieser Parameter im Hinblick auf eine Absicherung oder Verbesserung der Konvergenz einer Rechnung erfolgt erfahrungsbasiert, ohne dass man die genauen Auswirkungen auf das Endergebnis kennt. Dies führt zu einer Unsicherheit im Hinblick auf die Korrektheit des Ergebnisses. Um diese Unsicherheiten zu reduzieren, werden statistische Angaben benötigt, die den Einfluss der einzelnen Parameter sowie deren Wechselwirkungen auf das Ergebnis beschreiben. Auf Grund der hohen Anzahl an numerischen Parametern ist eine konventionelle parametrische Untersuchung, die alle möglichen Kombinationen dieser Parameter auswertet, sehr umfangreich und zeitintensiv und daher für die praktische Anwendung ungeeignet.

Ziel:
Es soll eine Methodik zur Gewinnung quantitativer Aussagen zum Einfluss einzelner Parameter gefunden werden, die für die Absicherung von CFD Simulationen praktisch anwendbar ist. Die Ergebnisse der vorliegenden Arbeiten, die im Rahmen des Verbundvorhabens MUNA (Management und Minimierung von Unsicherheiten in der Numerischen Aerodynamik) durchgeführt wurden, sollen einen Überblick über den Einfluss verschiedener numerischer Parameter auf das CFD Ergebnis geben.

Lösungsweg:
Da eine normale parametrische Untersuchung zu zeitintensiv ist, soll in dieser Arbeit die aus der Prozessoptimierung bekannte Taguchi-Methode angewandt werden. Diese reduziert die benötigte Anzahl an Parameterkombinationen und somit auch die Anzahl an Rechnungen, die durchgeführt werden müssen. Das Ziel der Taguchi-Methode ist die Bestimmung des Einflusses von verschiedenen Parametern auf ein gewünschtes Ergebnis durch systemsimultane Veränderung mehrerer Variabeln bei einer minimalen Anzahl von Experimenten. So benötigt man bei der Taguchi-Methode für eine Parameterstudie mit 4 Parametern á 3 Levels nur 9 statt der üblichen 81 Versuche einer konventionellen Parameterstudie. Dies gelingt durch systematische Variation der betrachteten Parameter anhand orthogonaler Matrizen. Angewandt wird die Taguchi-Methode vor allem bei der Optimierung durch DoE (Design of Experiments). Die Variablen werden als Faktoren bezeichnet und gehen mit 2 bis maximal 5 Stufen (Levels) in die zu planende Versuchsreihe ein. Die Versuchsreihe besteht aus systematischen, teilfaktoriellen Experimenten basierend auf orthogonalen Feldern. Anhand dieser Felder werden die Einstellungen für die einzelnen CFD-Rechnungen gewählt. Mittels statistischer Auswertung (ANOVA) wird der relative Einfluss des Faktors auf die Zielfunktion (z.B. das Ergebnis für C_d oder C_l) bestimmt sowie die Wechselwirkungen der Faktoren untereinander und deren Einfluss. Die Bestimmung der Wechselwirkungen ist der besondere Vorteil der Taguchi Methode und würde mit anderen Methoden ein Vielfaches länger dauern und mehr Ressourcen beanspruchen.

Ergebnis:
Zunächst wurde eine Taguchi Studie exemplarisch für die transsonische Umströmung des 2D-Profils RAE 2822 durchgeführt. Dafür wurden RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes Equation) Simulationen der Umströmung des RAE 2822-Profils durchgeführt, bei denen die zuvor bestimmten numerischen Parameter für die Taguchi-Analyse entsprechend variiert wurden. In separaten Testreihen wurden verschiedene Testfälle betrachtet bei denen verschiedene Parameter wie zum Beispiel Netzfeinheit, Mach-Zahl, CFL-Zahl und Turbulenzmodell miteinander verglichen wurden. Eine Analyse der Ergebnisse ergab dann den relativen Einfluss der jeweiligen Parameter zueinander. Ein exemplarisches Ergebnis zum Einfluss verschiedener Anströmbedingungen (Re-Zahl, Ma-Zahl und Anstellwinkel) verändert wurden, ist in Abbildung 1 gezeigt. Zu erkennen ist, dass sowohl die Re-Zahl als auch der Anstellwinkel den Auftriebsbeiwert (C_l) merklich beeinflussen während eine Änderung der Machzahl sich auf den Druckwiderstandsbeiwert (C_{dp}) auswirkt und damit auch auf den Gesamtwiderstand (C_d), da dieser für diesen transsonischen Fall vom Druckwiderstand dominiert wird. Der viskose Widerstand (C_{dv}) ist demgegenüber fast ausschließlich von der Re-Zahl abhängig. Diese physikalisch plausiblen Ergebnisse decken sich in Bezug auf die relativen Sensitivitäten der betrachteten Einflußparameter quantitativ gut mit der parametrischen Variation des DLR [3].

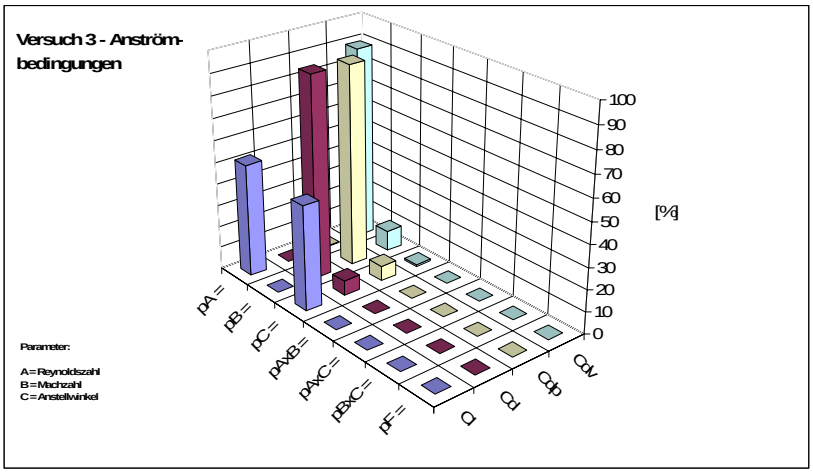


Abb. 1: Einfluss (p-Wert) der Faktoren Reynoldszahl (pA), Machzahl (pB) und Anstellwinkel (pC) sowie ihrer Wechselwirkungen (z.B. pAxB)

Literatur:

[1] Bern Klein, „Versuchsplanung-DOE: Einführung in die Taguchi/Shainin-Methodik“, 2.Auflage, Oldenburg.

[2] Jürgen P. Bläsing (Hrsg.), „Workbook DoE, Design of Experiments nach G. Taguchi”, TQU

[3] Eisfeld, B „MUNA-AP2.3.DLR“

weiteres Vorgehen:
Nach Abschluss dieser Testreihe wird eine automatisierte Prozesskette basierend auf Python Skripten für Tau enwickelt. Die Skripte sollen in der Lage sein die Tau-spezifischen Inputfiles zu lesen und verändern zu können, eine geeignete Taguchi-Matrix auszuwählen und zu modifizieren sowie eine ANOVA-Analyse der Ergebnisse durchzuführen.

Datum: 09.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Christoph Wolf

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung $C^2A^2S^2E$

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-7092298
Telefax: 0551-7092416
e-mail: christoph.wolf@dlr.de

weitere Partner: Tobias Knopp, Dieter Schwamborn, DLR Göttingen, AS-$C^2A^2S^2E$

Thema: Ein Vergleich von DDES und RANS für eine Profilumströmung mit beginnender Hinterkantenablösung

Ausgangssituation:
Detached Eddy Simulation (DES) ist ein hybrides RANS-LES-Verfahren, das primär entwickelt wurde, um Strömungen mit massiver Ablösung zu simulieren, wobei der Ablösepunkt durch die Geometrie bestimmt ist. Während DES für derartige Testfälle mehrfach seine Zuverlässigkeit und Vorhersagegenauigkeit unter Beweis gestellt hat, ist bei Strömungen mit beginnender Ablösung, wobei der Ablösepunkt nicht durch die Geometrie bestimmt ist (wie bei Ein- oder Mehrelement-profilen im Hochauftrieb) bisher unklar, inwieweit DES eine Verbesserung gegenüber RANS darstellt.

Ziel:
Es soll untersucht werden, ob Delayed DES (DDES [1]) angewendet auf das HGR01-Einelementprofil [2] für die Polare nahe $C_{A,max}$ eine Verbesserung der Vorhersagequalität gegenüber RANS-Methoden liefert.

Lösungsweg:
Es werden DDES-Simulationen mit dem DLR TAU-Code für das HGR01-Profil für Anstellwinkel von $\alpha=12^o$ -16^o betrachtet, wobei $Re=0.65\cdot10^6$ und Ma=0.073. Dabei wurde bei der DDES-Formulierung ein Koeffizient derart modifiziert [3], dass die RANS-Schicht am Profil eine ausreichende Dicke aufwies, um die Grenzschicht zu enthalten. Dies war nötig, da es in der ursprünglichen DDES-Formulierung zu einer unphysikalischen Strömungsablösung bereits bei niedrigen Anstellwinkeln kam. Das Rechengitter basiert auf einem 2D hybriden RANS Gitter, das zum Zwecke der DDES-Simulationen im Bereich der Hinterkante und des Nachlaufs verfeinert wurde. Im strukturierten wandnahen Bereich enthält das Gitter 650 x 112 Punkte in der X-Z-Ebene. In spannweitiger Ausdehnung wird das 2D-Gitter mehrmals dupliziert, so dass 33 Ebenen mit gleichmäßigem Abstand eine spannweitige Ausdehnung von 0.2c (mit Profillänge c) ergeben. Insgesamt enthält das Gitter 3,5 Mio. Punkte. Als Zeitschritt wird Δt = 1e-4s gewählt. Die Transitionslagen werden mit der e^N - Methode bestimmt, die die Transition innerhalb einer kleinen laminaren Ablöseblase an der Profilvorderkante vorhersagt. Zum Vergleich werden stationäre bzw. instationäre 2D-RANS-Rechnungen durchgeführt und die Ergebnisse mit experimentellen Daten verglichen.

Ergebnis:
Bei Anstellwinkeln von $\alpha=12^o$-14^o verhalten sich DDES und RANS erwartungsgemäß nahezu identisch bezüglich der Hinterkantenablösung (Abb. 1 und 2 links), da die Ablösung bei der DDES-Simulation vollständig im RANS-Bereich liegt. Auch bei der DDES-Rechnung bleibt die Lösung quasi zweidimensional (Abb. 3 links). Bei höheren Anstellwinkeln ist die Ablösung im Falle von DDES dagegen deutlich ausgeprägter als bei RANS (Abb. 1 und 2 rechts). Dies ist auf eine unzureichende Detektion der Grenzschicht in der DDES-Simulation zurückzuführen, was zu einem zu dünnen RANS-Bereich führt. Im Fall der DDES treten bei $\alpha=16^o$ erste dreidimensionale Strukturen auf (Abb. 3 rechts).

Weiteres Vorgehen:
Zunächst soll untersucht werden, welchen Einfluss die spannweitige Ausdehnung und die Gitterfeinheit in spannweitiger Richtung auf das Entstehen von dreidimensionalen Strukturen haben. Hierfür werden 3 DDES-Simulationen mit 65 Ebenen in spannweitiger Richtung durchgeführt, wobei als spannweitige Ausdehnung 0.2c, 0.4c und 0.8c gewählt werden. Auch soll der Einfluß eines kleineren Zeitschritts geprüft werden. Anschließend wird der Fokus auf die Entwicklung und Erprobung eines modifizierten Ansatzes gelegt, der eine verbesserte Abschätzung der Grenzschichtdicke und somit des RANS-Bereichs ermöglichen soll.

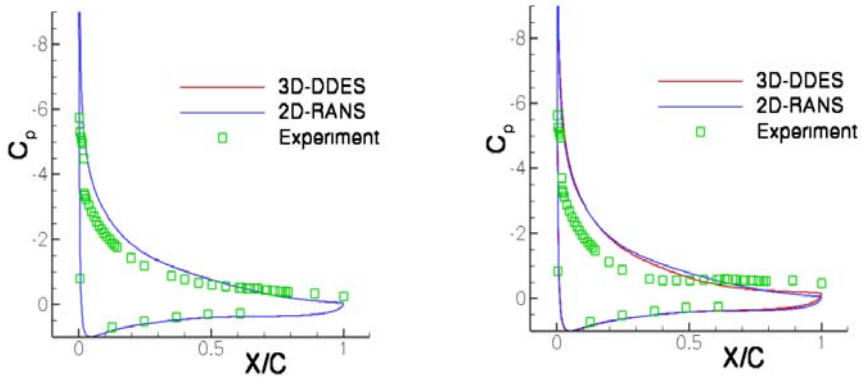


Abb. 1: Darstellung der zeitlich und spannweitig gemittelten C_p-Verteilung des HGR01-Profils bei Re=0.65 Mio., Ma=0.073. **Links:** Bei einem Anstellwinkel von $\alpha=14^o$ sind die Ergebnisse von DDES und RANS identisch. Jedoch zeigt sich eine deutliche Abweichung vom Experiment. **Rechts:** Bei einem Anstellwinkel von $\alpha=16^o$ treten auf der Hinterkantenoberseite deutliche Unterschiede zwischen DDES und RANS auf. Die Abweichung beider Simulationen vom Experiment ist noch stärker ausgeprägt als im Fall von $\alpha=14^o$.

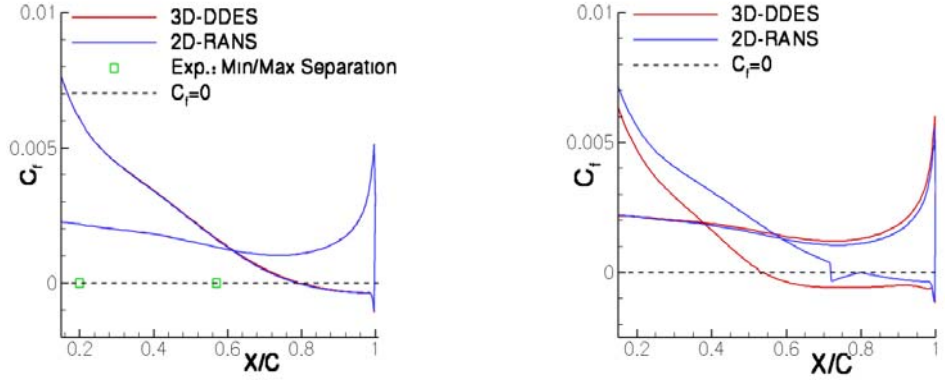


Abb. 2: Darstellung der zeitlich und spannweitig gemittelten C_f-Verteilung des HGR01-Profils bei Re=0.65 Mio., Ma=0.073. **Links:** Bei einem Anstellwinkel von $\alpha=14^o$ sind die Ergebnisse von DDES und RANS identisch. Die Hinterkantenablösung ist dagegen bei beiden Simulationen deutlich kleiner als im Experiment. **Rechts:** Bei $\alpha=16^o$ ist die Hinterkantenablösung bei DDES deutlich größer als bei RANS (keine experimentellen Daten vorhanden).

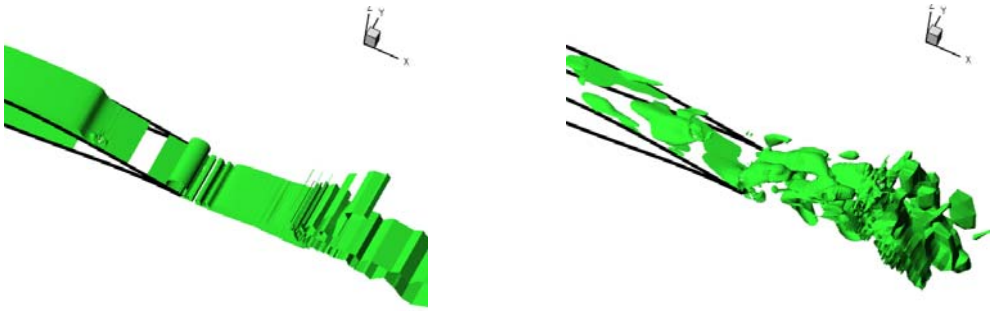


Abb. 3: Darstellung des Q-Kriteriums bei Q=0.04 am HGR01-Profil bei Re=0.65 Mio., Ma=0.073. **Links:** Bei einem Anstellwinkel von $\alpha=14^o$ gehen in der DDES-Simulation nur zweidimensionale Rollen von der Hinterkante ab, was charakteristisch für RANS-Simulationen ist. **Rechts:** Bei einem Anstellwinkel von $\alpha=16^o$ treten bei der DDES erste dreidimensionale Strukturen auf.

Literatur:

[1] Wokoeck, R., Krimmelbein, N., Ortmanns, J. et. al.: "RANS Simulation and Experiments on the Stall Behaviour of an Airfoil with Laminar Separation Bubbles", in: AIAA (Hrsg.): 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nv (USA), 9.1.-12.1.2006.

[2] Spalart, P. R., Deck, S, Shur, M.L. Et al.:"A new Version of Detached-Eddy-Simulation, resistant to ambiguous grid densities", Theoretical Computational Fluid Dynamics, Vol. 20, S. 181-195, 2006.

[3] Probst, A., 2009. Private Communication.

Datum: 22.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachkreis Mess- und Versuchstechnik

Ansprechpartner: Herr Dipl.-Ing. Martin Bitter

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, Universität der Bundeswehr München

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089 – 6004 – 2132
e-mail: martin.bitter@unibw.de

Weitere Partner:
TU Braunschweig, RWTH Aachen, DLR, EADS Astrium

Thema: Charakterisierung von Nachlaufstrukturen bis Ma = 2.5 mit der fernmikroskopischen Highspeed – PIV

Ausgangssituation: Im Rahmen des Sonderforschungsbereiches Transregio 40 sollen Fragestellungen zum Thema *Integration von Raketenantrieben in die Struktur von Raumtransportsystemen der nächsten Generation* behandelt werden. Hauptaugenmerk liegt dabei auf den mechanisch und thermisch hochbelasteten Komponenten, wie Rumpfstruktur oder Brennkammer, im Heckbereich der Rakete. Bis zum heutigen Zeitpunkt sind verschiedene generische Raketenkonfigurationen sowohl mit als auch ohne Abgasstrahlsimulation mit klassischer Messtechnik (Henckels et al. 2007) oder der Particle Image Velocimetry (Oudheusden et al. 2008) untersucht worden. Die Auflösung der dünnen Grenz- und Scherschichten konnte bislang nicht realisiert werden. Hierfür soll die Leistungsfähigkeit des fernmikroskopischen Hochgeschwindigkeits – PIV Systems am Trisonischen Windkanal München (TWM) untersucht und bewertet werden.

Ziel: Die Daten sind für die Validierung und Festlegung der Randbedingungen für numerische Simulationen zwingend erforderlich. Ziel des von der Universität der Bundeswehr München bearbeiteten Teilabschnitts ist die Durchführung von Experimenten im Unter- und Überschall zur Charakterisierung der Strömungs-/ Strukturinteraktion im Bereich der Schubdüse.

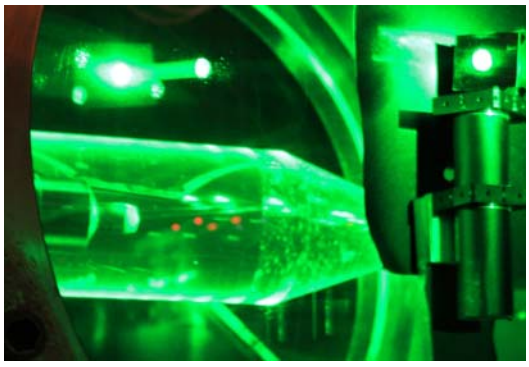


Abb. 1. Generisches Raketenmodell für SPIV und Highspeed µPIV Untersuchungen in der Messstrecke des TWM

Lösungsweg: Untersuchungen mit der Standard – PIV und der fernmikroskopischen Highspeed – PIV wurden am Trisonischen Windkanal der Universität der Bundeswehr München durchgeführt. Hierbei handelt es sich um einen Blow-down-Kanal mit einem Machzahlbereich von Ma = [0.3 – 3.0] und einem Reynoldszahlbereich von Re = [7 – 80]·10^6 m^{-1}. Die Experimente wurden an einem generischen Raketenmodell aus Plexiglas mit einer Länge von 342 mm, einem Durchmesser von 100 mm und einem Öffnungswinkel von 36° durchgeführt, siehe Abbildung 1. Für die Standard – PIV Untersuchungen wurde ein 200mJ Litron Nd:YAG Doppelpulslaser und eine pco.SensiCam QE CCD Kamera verwendet. Der betrachtete Bildausschnitt betrug 127 × 60 mm² bei einem Abbildungsmaßstab von *M* 1:20. Für die statistische Mittelung wurden jeweils 250 Doppelbilder aufgenommen und ausgewertet. Für die Untersuchungen mit der Highspeed – µPIV wurde ein Quantronix Darwin Duo Highspeed-Laser mit 10 kHz Pulswiederholfrequenz in Kombination mit einer Phantom V12 CMOS Kamera eingesetzt. Verschiedene Optiken, darunter ein Infinity K2 Fernmikroskop und ein Zeiss 100 Makro Objektiv mit 4× 2-fach Telekonvertern, wurden auf ihre Eignung für den Einsatz in fernmikroskopischen PIV Messungen untersucht. Der betrachtete

Datum: **STAB**

Bildausschnitt betrug 10 × 8 mm² und der Abbildungsmaßstab lag bei *M* 2:1. Die DEHS Tracerpartikel wurden mit Hilfe von pneumatischen Seedinggeneratoren erzeugt.

Ergebnis: In Abbildung 2 sind Ergebnisse der Nachlaufuntersuchungen mit der PIV bei Ma = 1.8 (oben) und der Hinterkantenuntersuchungen mit der Highspeed –µPIV bei Ma = [0.41, 1.8] (unten) dargestellt. Es konnte gezeigt werden, dass die Seedingkonzentration und die aufgrund der begrenzten Kanallaufzeit geringe Anzahl von 250 Doppelbildern ausreichend ist, die großskaligen Strukturen im Nachlauf und die Dynamik der Wiederanlege-linie auf dem Heckstiehl aufzulösen. Durch eine deutlich erhöhte Anzahl von Doppelbildern (2780) ist man mit der Highspeed µPIV in der Lage, das äußere Strömungsfeld mit einer örtlicher Auflösung von einem Pixel, siehe Kähler et al 2006, zu qualifizieren und im Unterschall selbst den Nachlauf zu quantifizieren. Im Überschall reicht sowohl die Partikelkonzentration als auch die Anzahl an Doppelbildern nicht aus, um das Strömungsfeld im Nachlauf mit hoher örtlicher Auflösung wieder zu geben. Der Verlauf der Grenzschichten zeigt, dass speziell in wandnahen Bereichen die Seedingkonzentration erhöht werden muss.

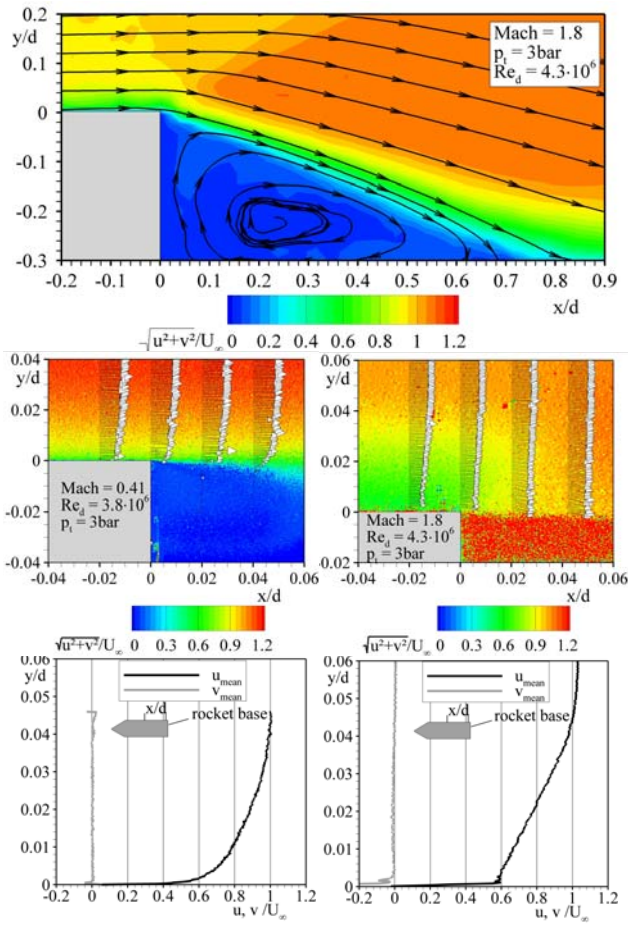


Abb. 2. Oben: Mittleres Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf gemessen mit PIV bei Ma = 1.8. Mitte: mittleres Geschwindigkeitsfeld an der Hinterkante gemessen mit µPIV und berechnet mit einem Single-Pixel Ensemble Korrelations – Algorithmus, vgl. Kähler et al (2006) bei Ma = 0.41 und Ma = 1.8. Unten: Geschwindigkeitsprofile an der Hinterkante.

Literatur:

Bitter M, Hain R, Müller J, Kähler CJ (2009) Characterization of Boundary- and Wake-Flows up to Ma = 2.5 using High-Speed Long-Range Micro – PIV. 8th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Melbourne, Victoria, Australia

Henckels A, Gülhan A, Neeb D (2007) An experimental study on the base flow plume interaction of booster configurations. 1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, Germany

Kähler CJ, Scholz U, Ortmanns J, (2006) Wall-shear-stress and near-wall turbulence measurements up to single pixel resolution by means of long-distance micro-PIV. Experiments in Fluids 41:327–341

van Oudheusden BW, Scarano F (2008) Topics in Applied Physics, Springer Berlin / Heidelberg, chap PIV Investigation of Supersonic Base-Flow-Plume Interaction, pp 465–474

Weiteres Vorgehen: Die Seedingkonzentration konnte durch den Einsatz eines neuen Seedingsystems verbessert werden. Nun soll die dynamische Charakterisierung der Strömungsstrukturen im Nachlauf mit zeitauflösender µPIV durchgeführt werden. Des Weiteren sollen die instationären Interaktionen mit einem simulierten Abgasstrahl quantitativ mit der fernmikroskopischen Particle Image Velocimetry untersucht und stationäre optische Druckmessungen mit der Pressure Sensitive Paint Messmethode durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik, PIV, Mikrofluidik
Ansprechpartner: Dr.-Ing. C. Cierpka, Prof. Dr. rer. nat. habil. C.J. Kähler
Institution: Universität der Bundeswehr München
Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089/60043077
e-mail: christian.cierpka@unibw.de

Weitere Partner: DFG Forschergruppe 856, University Purdue

Thema: Entwicklung und Qualifizierung von zeitauflösenden 3D Geschwindigkeitsmessverfahren

Ausgangssituation:

Bei der klassischen Particle Image Velocimetry (PIV) wird das Geschwindigkeitsfeld in einer Ebene anhand der Verschiebung einer Partikelverteilung in der Strömung zu zwei aufeinanderfolgenden Zeitpunkten ermittelt. Zugänglich sind hier in der durch den Laserlichtschnitt aufgespannten Ebene beide Geschwindigkeitskomponenten. In Natur und Technik sind allerdings nur wenige Strömungen zweidimensional. Die fortschreitende Komplexität von Mikroreaktoren für die mechanische, thermische, biologische und chemische Verfahrenstechnik, erfordert zunehmend die Charakterisierung von 3D Strömungsvorgängen in komplexen Geometrien mit beschränktem optischen Zugang. Die Adaption von etablierten volumetrischen Messtechniken stellt aufgrund der eingeschränkten optischen Zugänglichkeit und der systematischen Messfehler eine große Herausforderung dar.

Ziel:

Das Ziel ist die Entwicklung eines robusten Verfahrens, zur vollständigen Erfassung des 3D Geschwindigkeitsfeldes mit nur einer Kamera. Durch die Erfassung aller Partikel mit einem Tracking Algorithmus, soll die Messtechnik im Gegensatz zu µPIV-basierten Techniken frei von Messfehlern durch die Korrelationstiefe und räumliche Mittelung sein.

Lösungsweg:

Ein Verfahren, welches die gestellten Anforderungen erfüllen kann, beruht auf dem in Abb. 1 schematisch dargestellten Funktionsprinzip. Durch die Verwendung einer Zylinderlinse in der Abbildungsoptik entstehen systematische Verzerrungen der Partikelbilder. Im oberen Teil ist das optische System in der xz-Ebene dargestellt. Die Achse der Zylinderlinse ist in x-Richtung orientiert, weshalb diese den Strahlengang in erster Näherung nicht beeinflusst. Das Partikel A befindet sich näher an der Fokusebene als das Partikel B und wird demzufolge kleiner abgebildet. Im unteren Bildausschnitt ist der Strahlengang in der yz-Ebene dargestellt. Die Fokusebene rückt aufgrund der nun wirkenden Krümmung der Zylinderlinse näher an das Objektiv. Partikel B ist nun näher an der Fokusebene und wird demzufolge kleiner abgebildet. Setzt man aus beiden Teilsystemen die Partikelbilder zusammen, so wird deutlich, dass die Tiefenposition z der Partikel über das Ver-

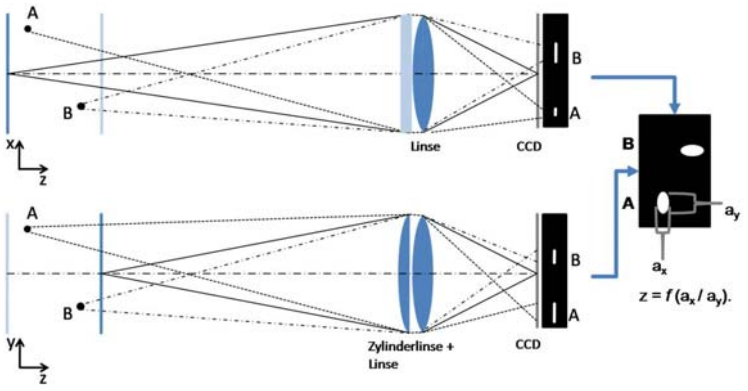


Abbildung 1. Prinzipskizze der Tiefenkodierung. In der *xz*-Ebene (oben) wirkt nur eine Linse, in der *yz*-Ebene (unten) verkürzt sich der Abstand der Fokusebene zum Objektiv, da die Krümmung der Zylinderlinse hier zum Tragen kommt.

Datum: **STAB**

hältnis der beiden Hauptachsen a_x und a_y der elliptischen Partikelbilder beschrieben werden kann.

Ergebnis:

In Abb. 2 sind die Geschwindigkeitsprofile in der Mitte eines µ-Kanals mit einem Querschnitt von 500×500 µm², für die x- und z-Richtung aufgetragen. Das theoretische Geschwindigkeitsprofil für die laminare Kanalströmung wird sehr gut wiedergegeben. Das Profil in Beobachtungsrichtung, sowie quer dazu, kann mit gleicher Qualität aufgelöst werden. Die Übereinstimmung mit Standard µPIV in der Kanalmitte ist ebenfalls ausgezeichnet. Der direkte Vergleich mit den Ergebnissen der Standard µPIV verdeutlicht den bereits erwähnten wesentlichen Vorteil der neuen Technik, welche die Gradienten an der Kanalwand nicht durch die Korrelationstiefe und räumliche Mittelung unterschätzt.

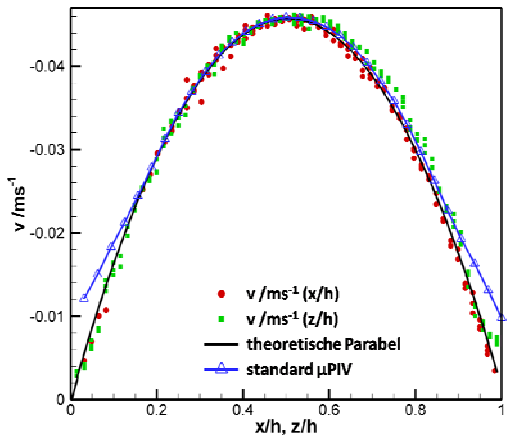


Abbildung 2. Geschwindigkeitsprofile in einem Mikrokanal.

Auf der linken Seite in Abb. 3 ist die dreidimensionale Strömung über eine 50 µm hohe Stufe dargestellt. Wird die Strömung zeitlich schnell abgetastet, ist mit der Technik die Verfolgung von Partikeln über den gesamten Messzeitraum möglich. Damit eignet sich das Verfahren sehr gut, um Partikelbahnen mit der Geschwindigkeits- und Beschleunigungsinformation zu ermitteln. In einer aktuellen Untersuchung wurde gemeinsam mit der Purdue University ein elektrokinetischer Mikrowirbel untersucht. Auf der rechten Seite in Abb. 3 sind ausgewählte Partikelbahnen im Zentrum eines solchen Wirbels dargestellt. Die Partikel konnten in dieser Messung über den gesamten Zeitraum von ca. 140 s verfolgt werden.

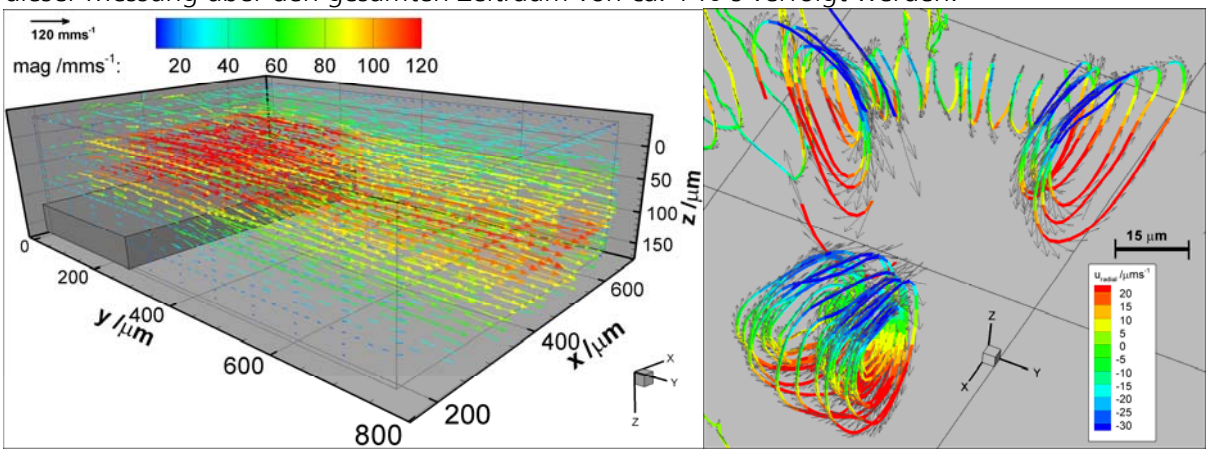


Abbildung 3. Vektordarstellung der Strömung über eine rückspringende Stufe (links) Partikeltrajektorien im Zentrum eines elektrokinetisch getriebenen Mikrowirbels in Zusammenarbeit mit der University Purdue (rechts).

Literatur:

1. C. Cierpka, R. Segura, R. Hain, C.J. Kähler: Volumetric velocity measurements in micro flows based on optical distortions, Measurements, Science and Technology, angenommen zur Veröffentlichung
2. C. Cierpka, R. Hain, C.J. Kähler: Theoretical and experimental investigation of micro wavefront-deformation Particle Tracking Velocimetry. 8th International Symposium on Particle Image Velocimetry – PIV09, 25.-28.08.2009, Melbourne, Australien
3. C. Cierpka, R. Hain, C.J. Kähler: Messung des dreidimensionalen Geschwindigkeitsfeldes in µ-Strömungen mittels Wellenfrontdeformation, Fachtagung "Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik", 08.-10.09.2009, Erlangen, Deutschland

Weiteres Vorgehen:

Das nächste Ziel ist die Erweiterung und Anwendung der Methode für stark dreidimensionale makroskopische Strömungsphänomene. Aktuell laufen hierzu Voruntersuchungen zu Charakterisierung eines turbulenten Prallstrahls.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Analyse Vogelflug

Ansprechpartner: Alexander Friedl, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089/6004-2287
Telefax: 089/6004-3896
e-mail: alexander.friedl@unibw.de

weitere Partner:
Thomas Erlinghagen, Hermann Wagner (RWTH Aachen, Inst. f. Biologie II),
Thomas Wolf, Robert Konrath (DLR Göttingen, Experimentelle Verfahren)

Thema: Messung von Form und Deformation an natürlich texturierten Oberflächen mittels Optischem Fluss

Ausgangssituation:
Die Flugleistungen von Vögeln regen schon seit langer Zeit die wissenschaftliche Untersuchung des Schlagfluges an. Die komplexe Adaption der Flügelform über eine Schlagperiode ist dabei von herausragender Bedeutung. Die unbeeinflusste Vermessung der Zustände im Freiflug ist bisher nur sehr beschränkt möglich. Um eine genaue Untersuchung, zum Beispiel durch numerische Analysen, zu ermöglichen, sind neue Messtechniken nötig, die Oberflächendaten mit den erforderlichen Genauigkeiten und Ortsauflösungen liefern können.

Ziel:
Im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogrammes 1207 „Strömungsbeeinflussung in Natur und Technik“ sollen Flügelgeometrie und Bewegungsform von frei fliegenden Vögeln mit Hilfe von optischen Messtechniken vermessen werden. Die mittels unterschiedlicher Messverfahren bestimmten instationären Oberflächendaten sollen hinsichtlich Genauigkeit und Ortsauflösung verglichen und für weiterführende numerische Strömungsberechnungen ausgelegt werden.

Lösungsweg:
Das grundlegende Messprinzip zur Bestimmung der dreidimensionalen Form von einer beobachteten Oberfläche ist auch von anderen Anwendungen, wie PIV oder BOS, bekannt. Ein stereoskopischer Aufbau von zwei, oder mehr, kalibrierten Kameras liefert eine Abstandsinformation gegenüber einer Referenzfläche. Dazu werden charakteristischen Textur-Bestandteile in jedem der simultan aufgezeichneten Kamera-Bilder identifiziert. Die dadurch bestimmte Disparität solcher Textur-Elemente zwischen zwei Aufnahmen zu bestimmen dient als Grundlage einer Triangulation zur Berechnung der Position eines Elements relativ zu den Kameras. Die Muster-Identifikation kann bei geeigneter Textur über einen korrelations-basierten Ansatz erzielt werden mit bekannten Nachteilen, wie einer relativ groben Ortsauflösung und der Messunsicherheit die durch Interpolationen entsteht. Als grundlegend unterschiedliche Methode verwenden wir den Ansatz des optischen Flusses, der hinsichtlich Ortsauflösung und Ausnutzung der vorhandenen Bildinformation Vorteile verspricht. Dabei wird zur Bestimmung des Dispatitätenfeldes von zwei Bildern eine angepasste Variante des Algorithmus nach Brox [2] verwendet, der sowohl die räumliche Bildinformation aus zwei synchronisierten Kamerabildern ausnutzt, als auch die zeitliche Veränderung der stereoskopischen Bildinformation innerhalb einer hochabgetasteten Bildsequenz. Da die Erkennung einzelner Objekte durch Gruppieren von Punkten mit ähnlichen Koordinaten erfolgt, wird die Auswertung der Bewegung verwendet, um ein Zusammenfassen dicht aneinander gelegener Objekte zu vermeiden. Die Bewegungs-auswertung erfolgt ebenfalls mittels Methoden des optischen Flusses. Dabei verwenden wir den nach Leistungs-Vergleichen[1] geeignetsten Algorithmus, der eine einfache differentielle

Methode zur Bestimmung des Optischen Flusses nach Lukas und Kanade [4] darstellt. Dieser erlaubt die Abschätzung der Bewegungsinformation für jedes Pixel basierend auf der Auswertung einer Bildsequenz einer einzelnen Kamera. Der Vergleich jedes Bewegungsvektors mit der stereoskopischen Disparität ermöglicht die Erkennung bewegter Objekte. Da diese Analyse auf kleine Bereiche von wenigen Pixeln beschränkt wird, ist die Erkennung der Bewegung unabhängig von der Größe und Form des Objekts.

Ergebnis:
Die entwickelte Methode [3] wurde an mehreren Bildreihen eines präparierten Flügels einer Schleiereule erprobt, der wegen der kontrastreichen Textur gewählt wurde. Dieser steife Flügel wurde mechanisch bewegt, um eine veränderte Intensitätsverteilung in aufeinanderfolgenden Bildern zu erzeugen. Das vom Algorithmus erkannte Objekt ist als Überlagerung in Abb. 1 gezeigt. Die empfindliche Erkennung der Bewegung ist in Bereichen mit geringem Kontrast reduziert, was aber durch weitergehende Maßnahmen zur Verschließung erkannter Objekte verbessert werden kann. Ebenso führen bewegte Schatten, die entstehen, wenn sich Objekte in der Nähe von reflektierten Oberflächen bewegen, zu Problemen, die bei der Bildaufnahme berücksichtigt werden müssen.

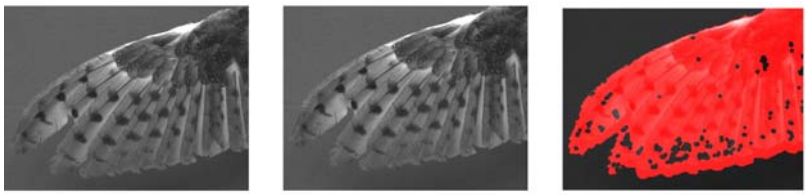


Abbildung 1: Flügelpräparat im Ausgangszustand(links), Flügel nach oben bewegt (Mitte), über Methoden des optischen Flusses erkannte Bewegung (rechts)

Die Bestimmung der Disparitäten in stereoskopischen Bildpaaren ist die komplexere Aufgabe, da störende Einflüsse in den Bildpaaren durch das unterschiedliche Setup der Kameras zu bewältigen sind. Durch die Anwendung von Methoden des optischen Flusses mit Berücksichtigung der zeitlichen Information in den stereoskopischen Bildsequenzen ist eine Rekonstruktion der Höheninformation dennoch möglich. Abb. 2 zeigt die Höheninformation der berechneten Oberfläche als farbkodierte Darstellung.

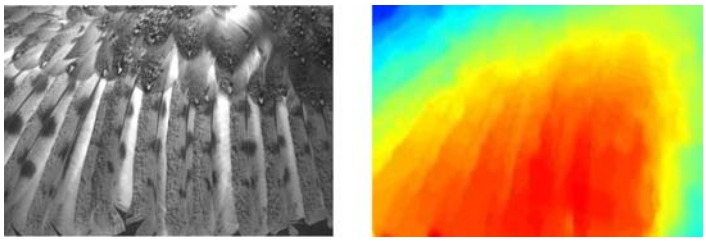


Abbildung 2: Entzerrte Aufnahme (links), berechnete Höheninformation der Oberfläche (rechts)

Literatur:

1. J. Barron, D. Fleet und S. Beauchemin: “Performance of Optical Flow Techniques”, *Int. Journal of Computer Vision*, 1994
2. T. Brox, A. Bruhn, N. Papenberg und J. Weickert: “High Accuracy Optical Flow Estimation Based on a Theory for Warping”, *Proc. 8th European Conference on Computer Vision*, 2004
3. A. Friedl und C.J. Kähler: “Shape and Deformation Measurement of Naturally Textured Surfaces using Optical Flow”, *Proc. 8th Int. Symposium on Particle Image Velocimetry*, 2009
4. B. Lucas und T. Kanade: “An Iterative Image Registration Technique with an Application to Stereo Vision”, *Proc. Image Understanding Workshop*, 1981

weiteres Vorgehen:
Im Weiteren ist geplant das entwickelte Verfahren an Aufnahmen aus realen Freiflugmessungen einzusetzen. Diese Aufnahmen wurden mit einem statischen Kamera-Aufbau erzeugt. Das heißt der Vogel wurde über einen kleinen Bildbereich während eines Durchfluges aufgezeichnet. Zukünftig soll ein fahrendes System ausgelegt werden, um mehrere Schlagperioden zu erfassen und statistisch gesicherte Daten für spätere numerische Analysen zu erhalten.

Datum: 16.10.2009 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner: Axel Hartmann, Christian Steimle, Michael Klaas, Wolfgang Schröder

Institution: Institute of Aerodynamics RWTH Aachen University

Adresse: Wüllnerstr. 5a
52062 Aachen

Telefon: 0241-8095429

e-mail: a.hartmann@aia.rwth-aachen.de

Thema: Investigation of Shock Wave-Boundary Layer Interaction on a Supercritical Swept Wing Using Time-Resolved Particle-Image Velocimetry

Ausgangssituation: Transonic flows over supercritical airfoils are characterized by the presence of a supersonic flow region which is terminated by a shock wave. The shock wave and its interaction with the turbulent boundary layer leading to flow separation downstream of the shock wave are the most remarkable flow structures for these airfoils. At certain flow regimes, self-sustained large scale oscillations of the shock wave, known as buffet, can occur and the resulting intense pressure fluctuations act on the wing structure. The aeroelastic response of the wing may lead to critical flight conditions. To gain a better physical understanding of this buffet phenomenon, it is inevitable to analyze the flow field and the corresponding wing deformation in detail.

Ziel: In previous investigations, combined time resolved measurements of the pressure field and the time dependent deformation of the wing have been carried out for a BAC 3-11/RES/30/21 high aspect ratio swept wing [1]. Goal of this study is to combine time-resolved Particle-Image Velocimetry (TR-PIV) and dynamic pressure measurements with the detection of the wing deformation using a simple two dimensional approach to determine the complete flow field around the wing and the wing's response to it.

Lösungsweg: The wind tunnel test campaign has been carried out in the Trisonic Wind Tunnel of the Institute of Aerodynamics. This facility is an intermittently working vacuum storage tunnel with a 0.4 m x 0.4 m two-dimensional adaptive test section consisting of parallel side walls and flexible upper and bottom walls to simulate unconfined flow conditions. The two-dimensional wall adaptation is assumed to be adequate due to the small dimensions of the three dimensional wing compared to the dimensions of the test section. The Reynolds number depends on the Mach number and the ambient conditions and ranges from 1.3 to 1.6×10^7 m^{-1} in the present experiments. The relative humidity of the airflow is kept well below 4% at total temperatures around 293 K. For the present test runs the Mach number and the angle of attack have been varied from 0.86 to 0.92 and from 0° to 3°, respectively.
The wind tunnel model used in the experiments is a slender backswept wing with the supercritical airfoil BAC 3-11/RES/30/21. The backswept wing consists of two segments with a constant leading edge sweep angle of 34°. The wing possesses a semi span of s = 280 mm, an aspect ratio of 10.3, and a mean aerodynamic chord of c = 74.3 mm. The boundary layer transition is fixed at 5% chord with a 117 µm zic-zac shaped transition strip. The upper surface of the wing model is equipped with 9 subminiature Kulite XCQ-080 pressure transducers incorporated in one section at a relative half span of y/s = 0.714. The pressure measuring area is limited to 0.187 - 0.7 x/c. Further information of the experimental setup can be found in [1].
Two-component TR-PIV has been employed at the wing section mentioned above. The flow was seeded with DEHS with a mean diameter below 1 µm. To achieve a homogenous seeding distribution, the seeding was added to the flow in the settling chamber of the wind tunnel prior to each test run. The flow was illuminated using a Quantronix Darwin Duo 40M double-pulsed Nd:YLF laser with a wavelength of 527 nm. The repetition rate was set to 1500 Hz resulting in an energy of approximately 15 mJ per pulse. Optical access was provided through a small aperture in the free stream chamber of the wind tunnel downstream of the test section. The particle images were recorded using a Photron Fastcam SA-3 CMOS camera. Using a f=85 mm Nikon Nikkor 1:1.8 lens together with a 20 mm intermediate ring, the

Datum: October 2009 **STAB**

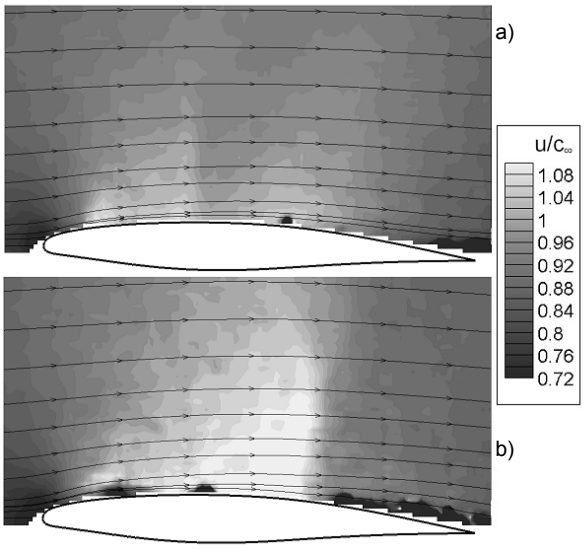


Fig 1: Velocity field obtained from TR-PIV data for M_∞=0.86, α=2° a) with the shock wave vanished in its the most forward position b) the shock wave located further downstream with a trailing edge boundary layer separation

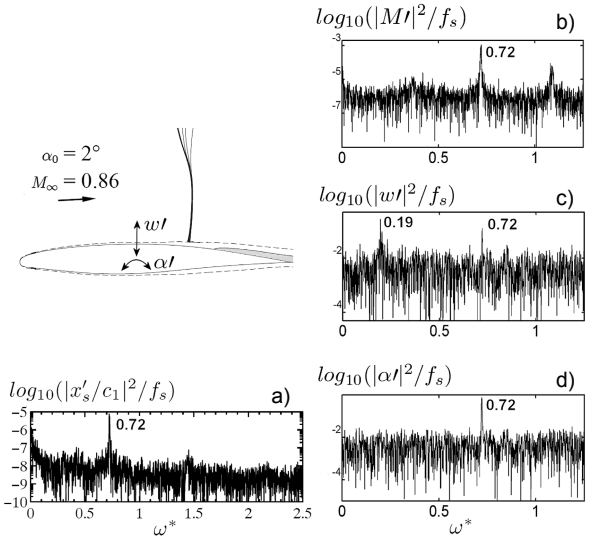


Fig 2: Frequency analysis of the fluctuating quantities a) Shock position derived from the pressure transducers b) Mach number from TR-PIV at x/c=0.5 and y/c=0.1 c) Wing bending d) Wing pitch deflection

optical settings result in a particle image diameter of approximately 3 pixels. For each test run, a dataset of 2726 image pairs was acquired in the experiments. The images were analyzed with VidPIV (ILA GmbH) using adaptive cross-correlation with a final window size of 32x32 pixels and an overlap factor of 75%. This leads to a resolution of 0.53 mm with 99% of valid vectors. For post-processing, a window velocity and a local median filter have been used to identify and remove outliers.

Ergebnis: Figure 1 depicts two instantaneous velocity fields for a Mach number of M = 0.86 and an angle of attack of α = 2°. The flow field evidences a supersonic region terminated by a periodically moving shock wave. This periodic shock wave motion with a reduced frequency $\omega^* = 2\pi f \bar{c}/u_\infty$ of 0.72 (Fig 2) observed here may be described as a Tijdeman [2] type B shock motion. In this category, however, the shock wave disappears during part of its backward motion, while in the present case, a disappearance of the shock close to the upward end of its cycle can be observed. At lower angles of attack, the velocity field indicates an incipient shock induced boundary layer separation downstream of the shock foot that merges with a trailing edge separation which is present at that Mach number. The separation becomes stronger at higher angles of attack and its extension is dependent on the shock wave location (see Fig1). In other words, a shock wave location closer to the leading edge provokes a weaker separation and vice versa. For Mach 0.92, a lambda shock pattern is formed and the interaction becomes steady with a vast separation present caused by the stronger shock wave developing at this Mach number. The wing deflection has been detected by evaluating the laser light reflections on the wing surface. Besides a direct response to the fluctuating lift distribution caused by the moving shock wave in the pitch deflection and bending mode, the wing also shows a damped response frequency linked only to the bending mode. That is ω^* = 0.19 for the exemplary flow case shown in Figure 2.

Literatur:

[1] Steimle, P.C., Schröder, W., *Transonic Shock Buffet Interference of an Oscillating High Aspect Ratio Swept Wing*, AIAA Paper No. 2008-6908, 2008

[2] Tijdeman, H., *Investigation on the Transonic Flow around Oscillating Airfoils*, PhD thesis, NLR TR 77090 U, TU Delft, The Netherlands, 1977

Weiteres Vorgehen: For future TR-PIV measurements, it is desirable to increase the spatial resolution to obtain information of small scale structures in the vicinity of the shock foot. In order to expand the flow field analysis to regions close to the wing surface, laser reflections have to be minimized and the movement of the wing has to be taken into account for the adaptation of the interrogation windows. Furthermore, a three component setup will be used to account for the 3D flow field.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner: T.J. Möller, J. Pöttner

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 391 2991
Telefax: 0531 391 5952
e-mail: t.moeller@tu-bs.de

weitere Partner:

Thema: Experimentelle Untersuchung des Einflusses von Seitenwind auf den Nachlauf eines Ahmed Körpers

Ausgangssituation:
Der Einfluss des Seitenwindes ist in Hinblick auf die angreifenden Kräfte und damit auf die Fahrdynamik von Kraftfahrzeugen von grundsätzlichem Interesse. Das tatsächlich bei Seitenwind auftretende Strömungsfeld ist experimentell schwierig zu simulieren. Deshalb wird häufig als Kompromiss eine dynamische Schiebewinkelverstellung eingesetzt, um die Änderung der Geschwindigkeit durch den Seitenwind experimentell zu simulieren [1].

Ziel:
Ziel des Projektes ist es Seitenwind durch die Überlagerung einer Translationsströmung (Kanalanströmung) und einer Querströmung (Bewegung des Modells senkrecht zur Kanalachse) zu simulieren. Der Einfluss der Reynoldszahl und der Modelgeometrie auf die Nachlaufströmung eines Fahrzeugprinzipkörpers soll mittels Particle Image Velocimetry (PIV) ermittelt werden.

Lösungsweg:
Die Messungen wurden im den Wasserumlaufkanal (WUB) des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig durchgeführt. Zur Vermessung der Geschwindigkeitsfelder wurde die Particle Image Velocimetry (PIV) eingesetzt. Dabei wurden Ebenen parallel und senkrecht zum Modelheck in der Symmetrieebene des Wasserkanals untersucht. Als Wasserkanalmodell wurde ein Ahmed Körper [2] verwendet.

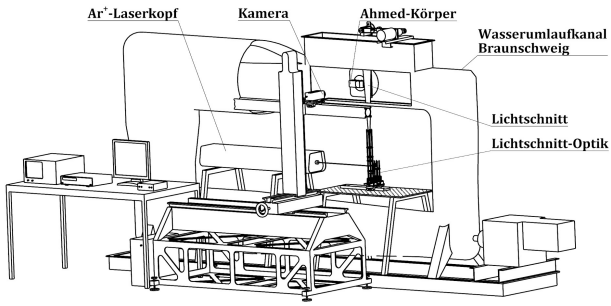


Abb 1: Wasserumlaufkanal und PIV Aufbau

Es wurde eine Vorrichtung am WUB konstruiert und gefertigt, die es erlaubt das Modell mit einer harmonischen Bewegung senkrecht zur Anströmung zu bewegen. Im ersten Schritt wurden Standard PIV Messungen mit diesem Aufbau durchgeführt. Bei diesen Versuchen wurden der Einfluss der Reynoldszahl und des Heckneigungswinkels ρ auf die Nachlaufströmung untersucht. Die Resultate konnten mit Ergebnissen aus der Literatur [1], [3] verglichen werden. In den dort vorgestellten Experimenten wird der Seitenwind durch eine dynamische Schiebewinkeländerung simuliert.

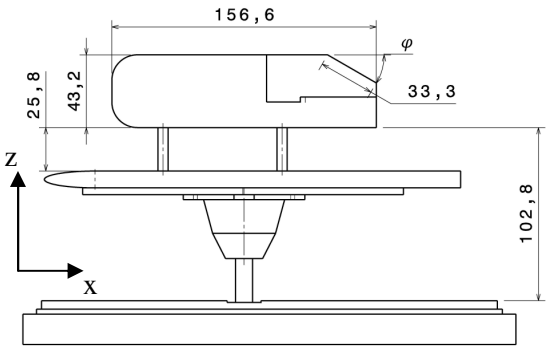


Abb 1: Ahmed Körper für Wasserumlaufkanal

Ergebnis:
Abb. 2 zeigt ein PIV Resultat für eine statische Messung für den Fall Re=72.500 mit einem Heckneigungswinkel ρ=30°. In Abb. 3 wird eine phasenstarre Messung für diesen Fall gezeigt. In beiden Fällen ist das aus der Literatur [2], [4] bekannte Wirbelsystem für den Fall ρ=30° im Nachlauf des Modells zu erkennen. Im Fall der harmonischen Bewegung ist das Wirbelsystem allerdings nicht symmetrisch zur Windkanalachse. Für den Fall Re=72.500 und mit einem Heckneigungswinkel ρ=40°

ergibt sich sowohl für den statischen als auch für die dynamischen Fall kein Wirbelsystem. Diese Resultate zeigen die Abbildungen 4 und 5. Dieses Verhalten entspricht den aus der Literatur [1],[2] bekannten Daten. Für den Fall des simulierten Seitenwinds ergibt sich für ρ=40° ebenso wie für ρ=30° eine nicht symmetrische Nachlaufströmung.

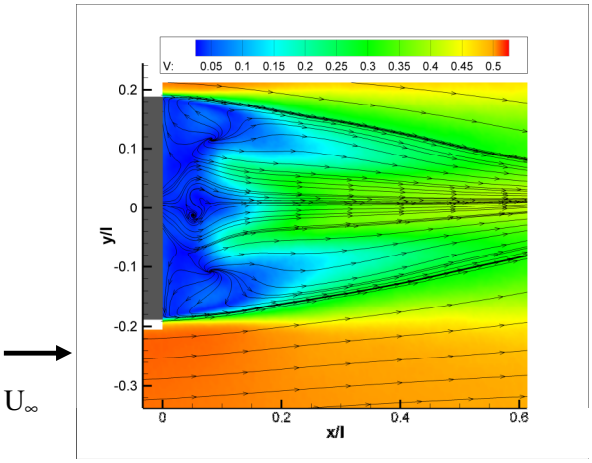


Abb. 2: statische PIV Messung, Re=72.500, ρ=30°

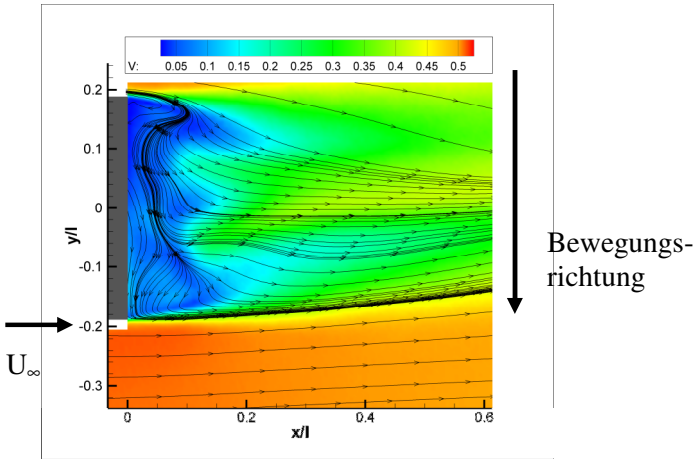


Abb 3: phasenstarre PIV Messung, Re=72.500, ρ=30°

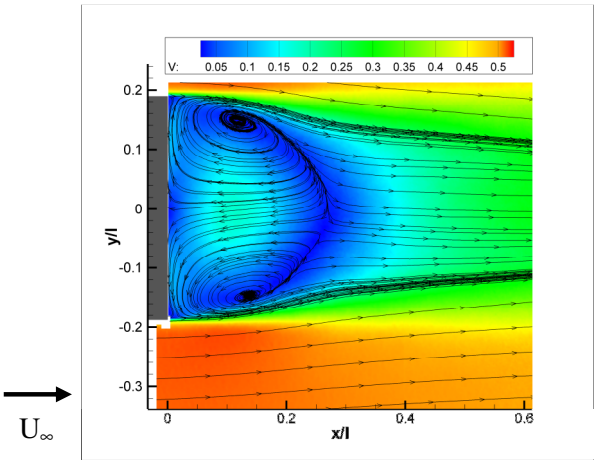


Abb. 4: statische PIV Messung , Re=72.500, ρ=40°

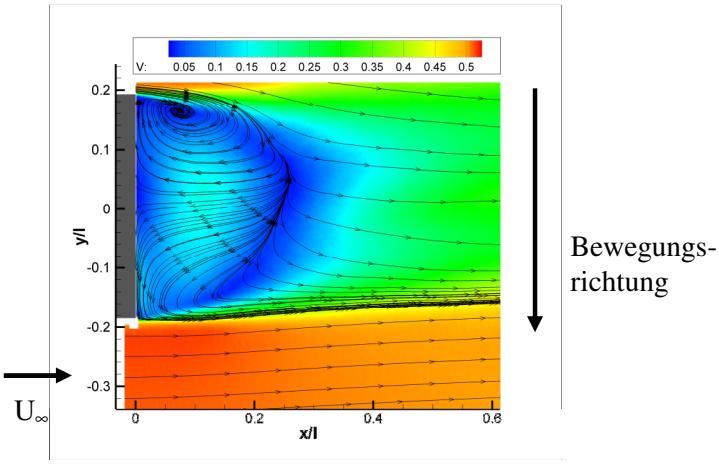


Abb. 5: phasenstarre PIV Messung, Re=72.500, ρ=40°

Literatur

[1] Ferrand V, Strzelecki A, Chometon F, Aguinaga S, Kébreau S (2006) Experimental Analysis of the Dynamic Wake of an Oscillating Car-Like Model, 12th International Symposium on Flow Visualization, Göttingen

[2] Ahmed SR, Ramm, G (1984) Some Salient Features of the Time-Averaged Ground Vehicle Wake, SAE-Paper 840300

[3] Gohlke M, Beaudoin JF, Amielh M, Anselmet F (2007) Experimental Analysis of Flow Structures and Forces on a 3D-Bluff Body in Constant Cross-Wind, Experiments in Fluids Volume 43:579-594

[4] Strachan RK, Knowles K, Lawson NJ (2007) The vortex structure behind an Ahmed reference model in the presence of a moving ground plane, Experiments in Fluids 42:659-669

weiteres Vorgehen:
Es ist geplant Untersuchungen mit transienten Bewegungen zur Simulation von Böen durchzuführen. Weiterhin sollen CFD Berechnungen ausgeführt werden.

Datum: 26.10.09 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mess- und Versuchstechnik, Transition

Ansprechpartner: Ruben van Rennings, Martin Hecklau, Wolfgang Nitsche

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

Adresse: Sekr. F2
Marchstraße 12
D-10587 Berlin

Telefon: 030 / 314 21559
Telefax:
e-mail: Ruben.van.Rennings@cfd.tu-berlin.de

Thema: Vermessung der Anströmung und der laminaren Ablöseblase an einer Verdichterkaskade mit zeitaufgelöster Particle Image Velocimetry

Ausgangssituation:

Im Rahmen zweier Forschungsprojekte zu aktiver Strömungskontrolle (TATMo, TFB^{RRD}) wird das Strömungsfeld einer hochbelasteten Verdicherkaskade mit geringer Streckung untersucht. Der Vergleich von experimentellen Daten zu numerischen Simulationen ist Bestandteil beider Projekte. Zu diesem Zweck wird am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der Technischen Universität Berlin ein Kaskadenprüfstand mit sieben Verdichterprofilen betrieben [2]. Auf Saug- und Druckseite des Controlled-Diffusion Profils findet der laminar-turbulente Umschlag der Grenzschicht über eine laminare Ablöseblase (LSB) statt.

Ziel:

Um die Annahme einer gleichmäßigen Anströmung der Verdichterkaskade zu validieren, wird diese mit der Methode der zeitaufgelösten Particle Image Velocimetry (TR-PIV) untersucht. Zusätzlich können Frequenzen von Störungen der Anströmung analysiert werden.
Neben der Überprüfung der Anströmungsrandbedingungen wird der Versuch unternommen, mit der Methode der TR-PIV die LSB zu vermessen und die Entwicklung von Störungen in der laminaren Grenzschicht von der Vorderkante bis zur LSB zu beobachten. Zu erfassende Parameter sind hierbei die geometrische Ausdehnung und die Dynamik der LSB. In Wandnähe stellen sich Streuung des Lichtschnitts an der Oberfläche und große Geschwindigkeitsgradienten als Herausforderung dar.

Lösungsweg:

Zur Validierung der Anströmbedingungen wurden TR-PIV-Messungen vor der Verdichterkaskade durchgeführt. Die Messebenen lagen dabei senkrecht zur Spannweitenrichtung der Kaskade. Es wurde im Mittelschnitt und in Endwandnähe gemessen.
Um die unerwünschten Streuungen des auftreffenden Lichtschitts bei Messungen der Grenzschicht in Wandnähe zu reduzieren, wurde eine reflektierende Oberflächenbeschichtung verwendet und eine Vorverarbeitung der Rohbilddaten der TR-PIV-Messungen durchgeführt. Durch die angewendeten Methoden konnten die Ergebnisse der PIV-Auswertung in Wandnähe wesentlich verbessert und Daten bis zu einem Abstand von $y = 0.8\ mm$ über der Schaufeloberfläche gewonnen werden.

Ergebnis:

Anhand der gemittelten Geschwindigkeitsdaten aus Messungen der Anströmung konnten die verwendeten Randbedingungen validiert werden.
Die Messungen der laminaren Lauflänge zeigten einen stetigen Anstieg des RMS-Werts der Geschwindigkeiten von der Vorderkante der Schaufel bis zur LSB (Abbildung 1). An einem

Versuchsaufbau, der nicht für Grenzschichtmessungen konzipiert wurde, konnte durch die verbesserte Qualität der Bilddaten die kurze LSB (nach [3]) vermessen werden (Abbildung 2). Der Bereich der Instabilitäten der Scherschicht der LSB konnte anhand der REYNOLDS-Spannungen über der Lauflänge und der Zeit identifiziert werden (Abbildung 3). Die gemittelten Spektren der Frequenzanalyse der Anströmung und der LSB zeigen in einzelnen Spitzen übereinstimmungen, jedoch mit unterschiedlichen Amplituden (Abbildung 4).

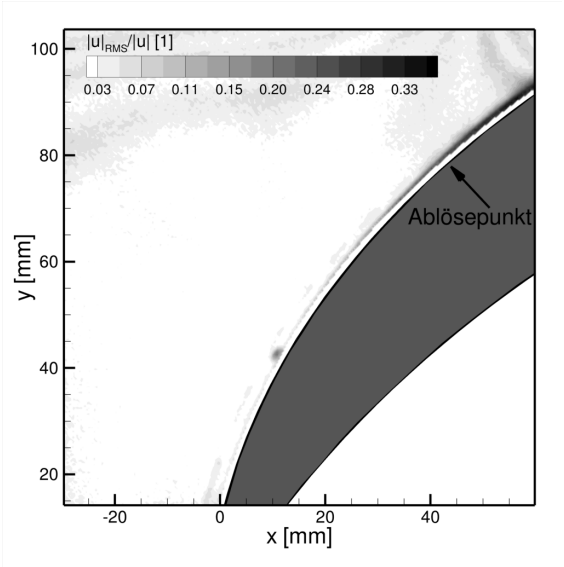


Abbildung 1: RMS-Wertverteilung der Geschwindigkeitsschwankungen der laminaren Laufstrecke

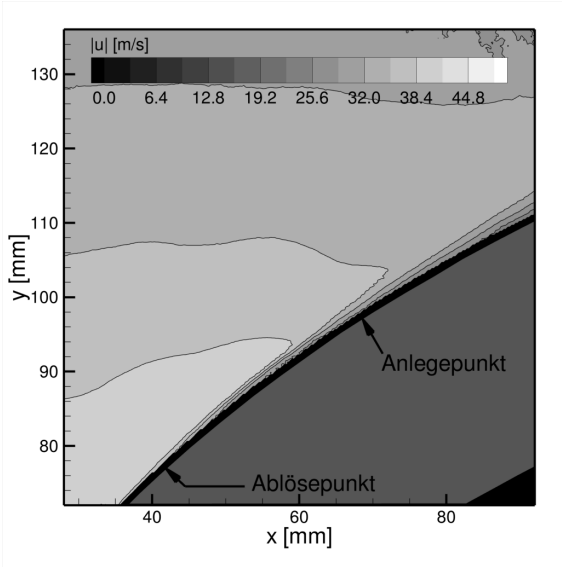


Abbildung 2: Gemittelte Geschwindigkeitsverteilung im Bereich der LSB

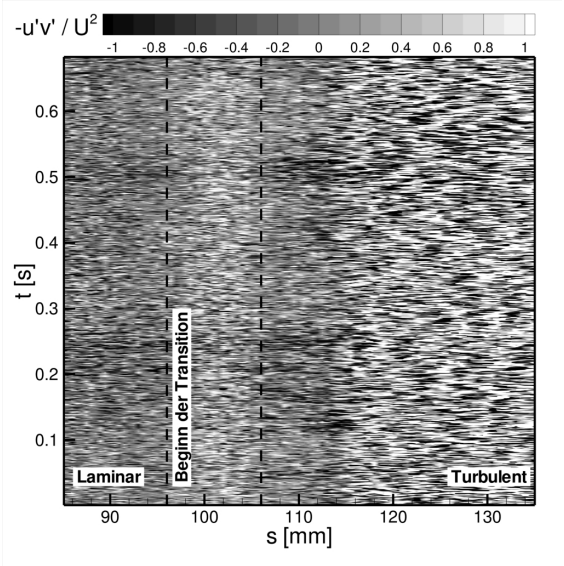


Abbildung 3: Normierte REYNOLDS-Spannungen über der Lauflänge und Zeit im Bereich der Scherschicht der LSB

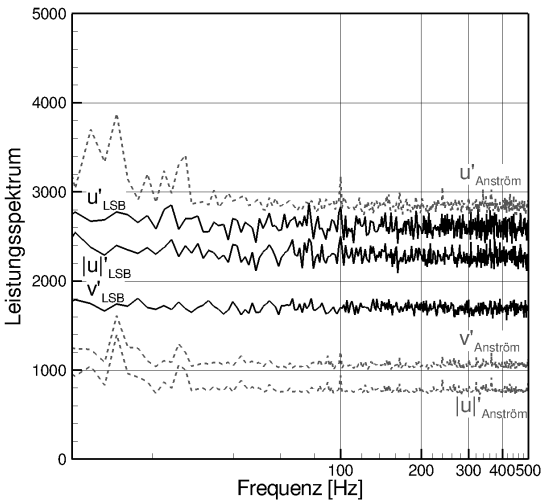


Abbildung 4: Gemittelte FFT-Frequenzauswertung der Geschwindigkeitsschwankgungen der Anströmung und der LSB

Literatur:

[1] RAFFEL M., WILLERT C., WERELEY S., KOMPENHANS J.; *Particle Image Velocimetry – A Practical Guide*; Springer; 2. Auflage; 2007

[2] ZANDER V., HECKLAU M., NITSCHE W., HUPPERTZ A., SWOBODA M.; *Experimentelle Methoden zur Charak terisierung der aktiven Strömungskontrolle in einer hoch belasteten Verdichterkaskade*; Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress 2008; Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt; 2008

[3] GASTER M.; *Laminar Separation Bubbles*; Queen Mary College, University of London; Springer; 2006

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Analyse Vogelflug

Ansprechpartner: Thomas Wolf, Tania Kirmse, Robert Konrath

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2438
Telefax: 0551/709-2830
e-mail :thomas.wolf@dlr.de

weitere Partner: SP 1207 der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG),
T. Erlinghagen (RWTH Aachen), A. Friedl (UniBw München)

Thema: Messung der Flügeloberfläche einer Schleiereule im Flug mit der Image Pattern Correlation Technique (IPCT)

Ausgangssituation:
Auf Grund der erstaunlichen Flugleistungen von Vögeln sind Analysen des Schlagfluges an Vögeln seit Generationen Gegenstand zahlreicher wissenschaftlicher Untersuchungen. Die komplexe Adaption der Flügelform über eine Schlagperiode ist hier von herausragender Bedeutung, deren Erfassung an lebenden Vögeln im Flug bislang nur sehr eingeschränkt möglich war. Neue optische Messtechniken können neue Einblicke eröffnen.

Ziel:
Im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogrammes 1207 „Strömungsbeeinflussung in der Natur und Technik“ sollen Flügelgeometrien und Bewegungsformen von frei fliegenden Vögeln mit Hilfe von optischen Messtechniken berührungslos gemessen werden. Die instationären Oberflächendaten sollen sich hinsichtlich Genauigkeit und Ortsauflösung für detaillierte Untersuchungen des Gleit- und Schlagfluges eignen und für weiterführende numerische Strömungsberechnungen verwendbar sein.

Lösungsweg:
Das DLR Göttingen verfolgt in diesem Projekt das Ziel, die Flügeloberfläche einer Schleiereule im Flug mit Hilfe von korrelationsbasierten Verfahren [1,2] zu ermitteln. Hierfür muss ein stochastisches Muster auf der Oberfläche vorhanden sein, welches von zwei Kameras in stereoskopsicher Anordnung aufgezeichnet wird. Um die Genauigkeiten des Messverfahrens zu ermitteln, wurden zunächst Vergleichsuntersuchungen an einem Eulenflügelpräparat durchgeführt. Zur Erzeugung eines künstlichen Musters auf den Federoberflächen wurden Projektionstechniken und Techniken zur Einfärbung eingesetzt. Mit Hilfe der gewonnenen Vergleichsdaten wurde anschließend ein optimierter Versuchsaufbau entworfen, welcher für Durchflugsversuche am lebenden Vogel Verwendung fand.

Ergebnis:
Die Auswertung der Vergleichsuntersuchungen zeigte, dass das natürliche Muster lediglich partiell auf der Flügeloberseite gute Ergebnisse liefert. Die besten Ergebnisse für die Ober- und Unterseite des Flügels wurde mit projizierten Mustern erzielt, welche aus feinen kontrastreichen Punkten, die zufällig angeordnet sind bestehen. Auf Grund des geringeren Kontrastes, lieferten projizierte Laser-Speckle sowie Punktemuster, die durch das Aufsprühen von Farben erzeugt wurden, hinsichtlich der Genauigkeit weniger gute Resultate.

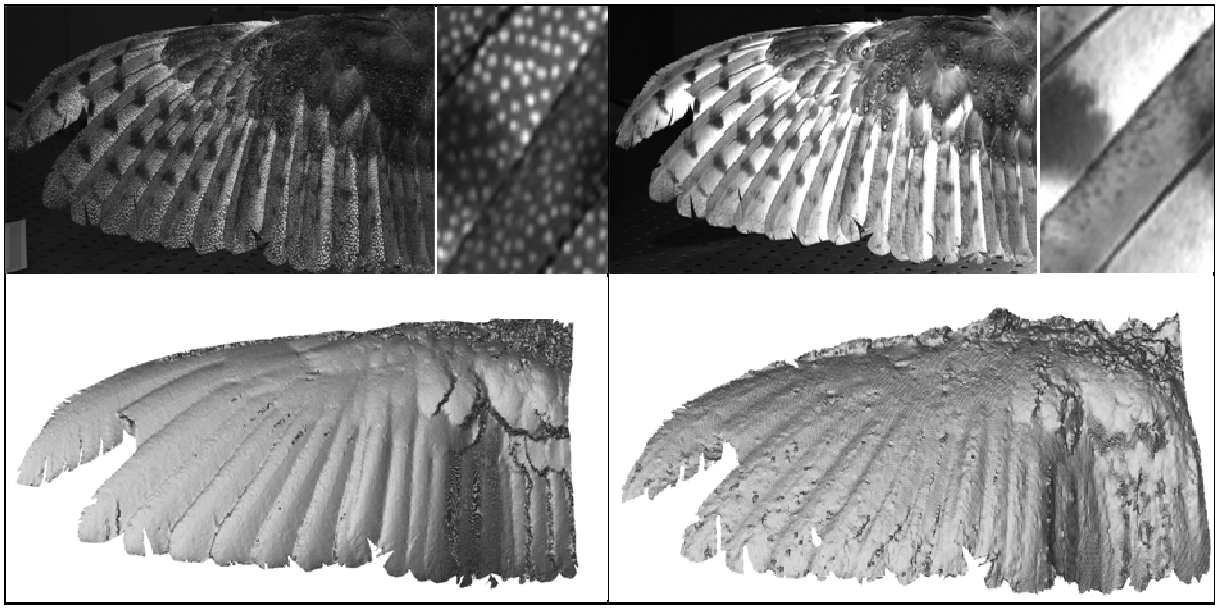


Abb. 1: Oben: Kamerabild des Eulenflügels mit projizierten Punkten (PCO 4000, 10 Megapixel). Unten: Gemessene Federoberfläche

Abb. 2: Oben: Kamerabild des Eulenflügels ohne Musterprojektion (PCO 4000, 10 Megapixel) Unten: Resultierende Federoberfläche

Abbildung 3 zeigt ein erstes Ergebnis einer Messung an einer frei fliegenden Schleiereule, die hierfür am Biologischen Institut II der RWTH-Aachen (Prof. Wagner) trainiert wurde. Zum Einsatz kamen 4 High-Speed-Kameras aus dem DFG-Schwerpunktprogramm, die auf Grund der geringeren Pixelanzahl etwas mehr Rauschen in den Oberflächendaten liefern.

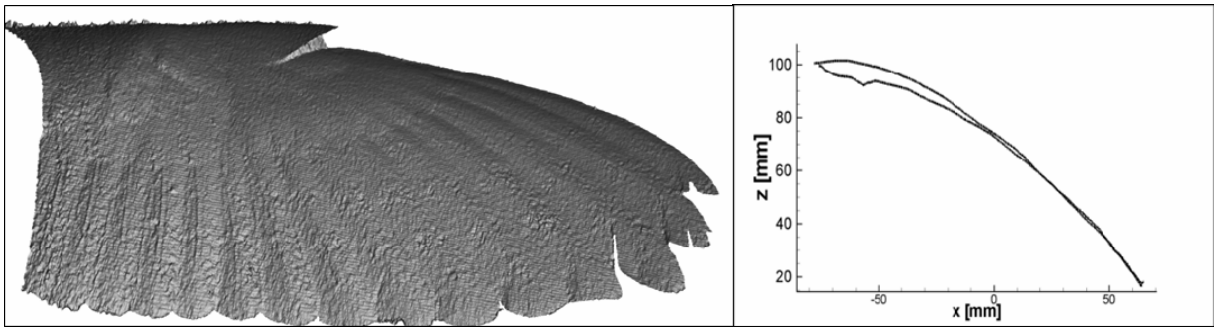


Abb. 3: Links: Messergebnis der Oberseite beim Durchflug, (Kameras Phantom v 710, 1 Megapixel) Rechts: Aus Messdaten der Ober- und Unterseite extrahiertes Profil an Flügelhalbspannweite

Literatur:

[1] Sutton, M.A.; Orteu, J.; Schreier, H.W.: Image Correlation for Shape, Motion and Deformation Measurements, Springer Verlag, (2009)

[2] Wolf, T.; Boden, F.; Vergleich von optischer Deformationsmessung mittels IPCT mit herkömmlichen Messverfahren bei Standschwingversuchen, DLRK, (2009)

weiteres Vorgehen:

Im Weiteren ist geplant, den Aufbau für Freiflugmessungen des Schlagfluges weiterzuentwickeln. Dazu sind noch Anpassungen der Kamera und Projektoranzahl, sowie deren Anbaupositionen nötig. Zudem soll der Aufbau als fahrendes System ausgelegt werden um mehrere Schlagperioden zu erfassen und statistisch gesicherte Daten für spätere numerische Analysen zu erhalten. Für die Bewältigung dieser messtechnisch sehr anspruchsvollen Aufgabe ist weiterhin eine enge Zusammenarbeit der Projektpartner erforderlich, um Kompetenzen aus den verschiedenen Fachbereichen zu bündeln und über die sich daraus ergebenden Synergien zu Problemlösungen zu gelangen.

Datum: **STAB**

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Adams 28, 36, 38, 92, 106, 114, 154
Barckmann 60
Barth 42
Bartolomé Calvo 44
Béguin 36
Bieler 62
Bitter 162
Böhrk 42
Borodulin 64
Braga 64
Breitsamter 28, 36, 92, 106, 114, 154
Brosche 112
Cecora 120
Cierpka 32, 164
Ciobaca 86
Delgado 70
Dierksheide 40
Duchmann 72
Edelmann 46
Eggers 42
Eisfeld 122
Filimon 124
Fleischer 114
Friedl 166
Frohnapfel 70
Gardner 100, 104
Gehre 42
Gerber 66
Govers 112
Grabe 56
Grundmann 60, 72
Günther 68
Güttler 72
Hannemann 42, 44, 58
Hartmann 168
Hecklau 172
Heitmann 48
Henes 158
Hernandez 26
Höld 90
Höll 68
Jain 116
Jakubek 144
Jovanovic 70
Jung 28
Kachanov 64
Kähler 32, 34, 164, 166
Kelleners 126
Kirmse 174
Klaas 40, 168
Klar 92
Klein 102
Knopp 144
König 148
Konrath 174
Konstantinov 108
Krämer 64, 102, 158
Krenik, 116
Kriegseis 72
Krimmelbein 128
Kurz 72
Lakshmipathy 130
Lambie 116
Laurence 52
Lee 132
Leicht 134
Lienhart 70
Lincke 136
Litvinenko 138
Longo 42
Lutz 102, 158
Mahmood 74
Martinez Schramm 42, 52, 58
Matthies 138
Mazlum 140
Meinke 148
Möller 170
Motuz 76
Munz 124, 152
Naumovich 142
Neumann 146
Nitsche 172
Pavlov 78
Pernpeintner 38
Pöttner 170
Probst 120
Radespiel 48, 50, 120, 140
Rashad 80
Reckzeh 30
Reuß 144
Richter 100, 104
Rist 46, 78, 80
Ritter 146
Roidl 148
Rosemann 100, 104
Rutschmann 52
Rütten 110
Sattler 82
Schäfer 40
Schrauf 84
Schröder, W. 40, 148, 168
Schülein 54
Schulze 32, 34
Schwamborn 144
Schwöppe 150
Seifert 154
Seiler 94, 96, 98
Send 118
Siebert 78
Srulijes 96, 98
Steimle 168
Stollmeier 56

Taube 152
Thees 58
Thiele 68
Thormann 156
Thouault 154
Togiti 86
Tropea 60, 72, 88, 116

van den Kroonenberg 50
van Rennings 172
Vogel 106

Wagner 110
Wassen 68
Weismüller 88
Widhalm 156
Winkler 38
Wolf, A. 158
Wolf, C. 160
Wolf, T. 174
Wolfram 52
Würz 64

Zheltovodov 54