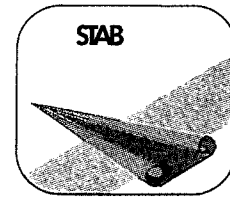


STAB



JAHRESBERICHT

2006

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Gremien	10
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über das 15. DGLR-STAB-Symposium 2006, TU Darmstadt	15
13. STAB-Workshop 2007: „Call for Paper“	16
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	17
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	18
Statistik zu den „Mitteilungen“	19
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	20
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	234

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 106 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Sie dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 20 bis 26), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge zu den Fachkreisen sind in vier 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 5 % auf die Industrie und andere, 43 % auf die Hochschulen und 52 % auf das DLR. Auf Seite 208 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 19 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

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 **2007**, 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 220 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

**Neuer Wissenschaftlicher Koordinator ab 01. August 2007 ist
Dr. Hans-Peter Kreplin, DLR-Göttingen (Tel.: 0551 / 709 2259).**

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

Göttingen, im März 2007

auch über e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de (bis 31.07.2007)

danach: HP.Kreplin@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2007"

Name:

Geschäftsstelle der STAB

c/o D L R

Dr.-Ing. H. - J. Heinemann

Bunsenstraße 10

Organisation:

Anschrift:

D - 37073 Göttingen

Telefon:

e-mail :

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 zukunftssträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Preamble der Verfahrensordnung der STAB).

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

Derzeit finden Gespräche mit den Vorständen von DGLR und DLR darüber statt, wie sich STAB ggf. über ihren jetzigen Status als ‚Kompetenznetzwerk‘ in der DGLR 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" Ottofurt, 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

- 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.-11.11.2005

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

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

26.-30.03.2007

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

- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. xx; C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2007(?)

Vorschau:

- 13. STAB-Workshop Göttingen, 14.11. - 16.11.2007
 (aktuelle Informationen dazu werden
 regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite
 gestellt)
- Kurs "PIV" (voraussichtlich) Göttingen, März 2008

Im Jahr 2006 hat sich STAB eine neue Struktur gegeben:

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Behr roland.behr@space.eads.net	(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629
Dr. Breitsamter Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de	(Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
Prof. Dr. Dillmann (Sprecher) andreas.dillmann@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Dr. Eitelberg dnw@nlr.nl	(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Prof. Henke henke@ilr.rwth-aachen.de	(RWTH Aachen) Tel.: 0241 / 80 96800; Fax: 0241 / 80 92233
Prof. Dr. Krämer kraemer@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63401; Fax: 0711 / 685-63438
Dr. Hennig paul.hennig@lfk.eads.net	(LFK, Unterschleißheim) Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
Dr. Heller (Sprecher) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649; Fax: 0421 / 538-4714
Prof. Dr. Hönlinger heinz.hoenlinger@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
Dipl.-Ing. Pinar thilo.pinar@eads.com	(EADS Militärflugzeuge, München) Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. Nitsche (Sprecher) w.nitsche@ilr.tu-berlin.de	(Technische Universität Berlin) Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955
Prof. Dr. Radespiel R.Radespiel@tu-bs.de	(Technische Universität Braunschweig) Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952
Prof. Dr. Rossow Cord.Rossow@dlr.de	(DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dipl.-Ing. Schimke dieter.schimke@eurocopter.com	(Eurocopter Deutschland, München) Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. Schröder office@aia.rwth-aachen.de	(RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257

Projektgruppen

**Transportflugzeuge einschl.
Triebwerksintegration**

Sprecher:

Prof. Dr. Horstmann (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2430; Fax: 0531 / 295-2320
K.H.Horstmann@dlr.de

**Multidisziplinäre Optimierung
und Neue Konfigurationen**

Dr. Hepperle (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-3337; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: martin.hepperle@dlr.de
und:
Dipl.-Ing. Reckzeh (Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-2136; Fax: 0421 / 538-2267
daniel.reckzeh@airbus.com

**Turbulenzforschung/
-modellierung**

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

und:

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

Hyperschallaerothermodynamik **Dr. J. Longo** (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2643; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: jose.longo@dlr.de

**Flow Control, Transition und
Laminarhaltung** **Dr. Schrauf** (Airbus Deutschland, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910
e-mail: g.schrauf@airbus.com

Hochagile Konfigurationen **Dr. Höld** (EADS Militärflugzeuge, München)
Tel.: 089 / 607-29364; Fax: 089 / 607-29766
e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de

Drehflügleraerodynamik **DI Richter** (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2631; Fax: 0551 / 709-2811
e-mail: kai.richter@dlr.de

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

Fachkreise:

siehe hierzu die

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

**Strömungsakustik/Fluglärm
T 2.3** **Prof. Dr. Delfs** (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2170; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: jan.delfs@dlr.de

**Aeroelastik und
Strukturodynamik
T 1.2** **DI Schweiger** (EADS Deutschland)
Tel.: 089 / 607-23124; Fax: 089 / 607-28524
e-mail: johannes.schweiger@eads.com

**Fluid- und Thermodynamik
T 2** **DI Dirks** (Airbus France)
Tel.: 0033 / 562 11 8326; Fax: 0033 / 561 933 778
e-mail: gregor.dirks@airbus.com

**Numerische Aerodynamik
T 2.1** **Prof. Dr. Kroll** (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2440; Fax: 0531 / 295-2914
e-mail: norbert.kroll@dlr.de

**Experimentelle Aerodynamik
T 2.2** **Dr. Breitsamter** (Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
Email: Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de

**Versuchsanlagen
T 2.4** **Dr. Eitelberg** (DNW, Emmeloord)
Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
e-mail: dnw@nlr.nl

**Wissenschaftlicher
Koordinator**

Dr. Heinemann (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2108; Fax: 0551 / 709-2135
e-mail: hajo.heinemann@dlr.de

ab 01.08.2007:

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

vormalige Fachkreise der STAB:

Physikalische Grundlagen

Prof. Dr. Rist (Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-3432; Fax: 0711 / 685-3438
e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.de
Prof. Dr. 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. Kröner (Universität Freiburg)
Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632
e-mail: dietmar@mathematik.uni-freiburg.de
Prof. Dr. Adams (Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139
e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de

Messtechnik

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

Anlagen

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

STAB-Schwerpunkthemen

- Stoß-Grenzschicht-Interferenz
- Laminarhaltung und Transition
- Turbulenzforschung

Prof. Dr. Thiede
NN
Prof. Dr. Friedrich

(EADS Aerospace Airbus, Bremen)
(DLR Göttingen)
(TU München)

DFG-SP-Programme

- Kolloidale magnetische Flüssigkeiten: Grundlagen, Entwicklung und Anwendung neuartiger Ferrofluide
- Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse
- Nano- und Mikrofluidik: Von der molekularen Bewegung zur kontinuierlichen Strömung
- Protektive Beatmungskonzepte

Dr. Odenbach
Prof. Nitsche
Prof. Jacobs

(Universität Bremen)
(TU Berlin)
(Universität Saarbrücken)

Prof. Kauczor, Prof. Schröder

(DKFZ Heidelberg, RWTH Aachen)

DFG-Forscherguppen

- Magnetofluidodynamik: Strömungsbeeinflussung und Strömungsmessung in elektrisch leitfähigen Flüssigkeiten
- Noise Generation in Turbulent Flow
- Large Eddy Simulation (LES) of Complex Flow

Prof. Thess
Prof. Munz, Dr. Bailly
Dr. Manhart, Dr. Brun

(TU Ilmenau)
(Universität Stuttgart, Ecully)
(TU München, Orleans)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen
- Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln
- Elektromagnetische Strömungen in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie

Prof. King
Prof. Dr. Ballmann

(TU Berlin)
(RWTH Aachen)

Prof. Grundmann

(TU Dresden)

DFG-Gemeinschaftsprojekte

- Interdisziplinäre Turbulenzinitiative
- Numerische Aeroakustik (SWING)
- Periodisch instationäre Strömung in Turbomaschinen
- Riblets für Verdichterschaufeln

Prof. Oberlack, Prof. Peinke
Prof. Koltzsch, Prof. Körner
Prof. Hourmouziadis
Prof. Seume

(TU Darmstadt, Universität Oldenb.)
(TU Dresden, DLR Braunschweig)
(TU Berlin)
(Universität Hannover)

DFG-Graduiertenkolleg

- Aerothermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebs-systems für zukünftige Raumtransportsysteme

Prof. Weigand

(Universität Stuttgart, RWTH Aachen
(Techn. Universität München)

Verfassen von „Mitteilungen“:

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

allerspätestens aber bis zum Jahresende 2007.

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

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

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

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

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung:

Tel.: 0551 / 709 - 2108 (ab 01.08.2007: -2259)

Fax : 0551 / 709 - 2135

e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de (ab 01.08.2007: hp.kreplin@dlr.de)

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

15. DGLR / STAB Fach-Symposium zur "Strömungsmechanik" in Darmstadt

Dieses von der deutschen strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft STAB initiierte Symposium wurde Ende November 2006 an der Technischen Universität Darmstadt durchgeführt. Gastgeber war das Fachgebiet ‚Strömungslehre und Aerodynamik‘. Die Fachliche Leitung lag in den Händen von Herren Professor Tropea und PD Dr. Jakirlic von der TU und Herrn Professor Henke (RWTH Aachen), einem der beiden STAB-Sprecher.

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik, insbesondere die der Luft- und Raumfahrt, aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Teilweise sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen mit aufgegriffen worden, z.B. aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, u.s.w. . Bei der nun über 25 Jahre zurück liegenden Gründung war es das Ziel, Forschungsverbünde zu organisieren. Die STAB hat sich in ihrer Fachwelt längst einen wohlbekannten Namen erworben.

Das STAB-Symposium wird alle zwei Jahre veranstaltet. Hierbei werden primär zukunftsweisende Arbeiten aus der Grundlagenforschung, den Forschungsprogrammen des Bundes und der EU, der Förderpolitik der Deutschen Forschungsgemeinschaft, DFG, sowie aus der Forschung und Entwicklung aus der Industrie vorgestellt, die bereits einen gewissen Abschluss erreicht haben. In Gegenphase findet der STAB-Workshop (der nächste vom 14. bis 16. November 2007) statt, der mehr dem informativen Austausch über laufende Arbeiten gewidmet ist. Hier ist der DLR-Standort Göttingen traditioneller Veranstalter. Beide Tagungen genießen national sehr hohes Ansehen und haben längst auch ihre gute Tradition.

Vor insgesamt ca. 110 Teilnehmern wurden etwa 80 Vorträge in zwei parallelen Sitzungen gehalten. Die Sitzungen waren unterteilt in ‚Flugzeugaerodynamik‘, ‚Hyperschallaerothermodynamik‘, ‚Aeroakustik‘, ‚Strömungsmaschinen‘, ‚Umströmte Körper‘, ‚Strömungskontrolle‘, ‚Laminarhaltung und Transition‘, ‚Experimentelle Simulation und Versuchstechniken‘ sowie ‚Numerische Verfahren‘. Zudem wurden auch 5 eingeladene Plenarvorträge gehalten. Diesmal kamen die Beiträge, bezogen auf die Erst-Autoren, zu etwa je 50 % aus den Hochschulen und aus dem DLR. Unter diesem Kriterium ist der Anteil aus der Industrie nahezu auf Null abgesackt. Zukünftig muss also ganz massiv für Beiträge aus der Industrie geworben und Ursachenforschung betrieben werden, wo die Gründe für dieses Manko liegen.

Auch die wie immer sehr zahlreichen jungen Teilnehmer werden die Überzeugung vom Nutzen von Forschungsverbünden gewonnen haben. Wie auch in der Vergangenheit waren einmal mehr die positiven Auswirkungen der vernetzten Forschungsförderungen deutlich zu erkennen. Den Teilnehmern wurden nachhaltig auch Perspektiven und Anreize für ihr zukünftiges Tun eröffnet und geboten. Es zeigte sich, dass es in Deutschland eine hochmotivierte und kompetente jüngere Forscher-Generation auf diesem Fachgebiet gibt. Damit ist eine der Voraussetzungen zur Bewältigung der großen Aufgaben der Zukunft gegeben. Es war eine insgesamt sehr positive Grundstimmung spürbar.

Es hat sich wiederum auch gezeigt, wie sehr die STAB lebt, und das Motiv für ihre Gründung heute mehr denn je gültig ist. Wie immer wurde die Gelegenheit genutzt, um neue Kontakte zu knüpfen, alte zu erweitern und Verabredungen für zukünftige Arbeiten zu treffen. Dazu trug wesentlich auch das Rahmenprogramm in gelockerte Atmosphäre bei. Besondere Begeisterung rief der Besuch bei ‚Lufthansa Technik‘ in Frankfurt hervor. Hier wurde es den Teilnehmern ermöglicht, ‚Luftfahrt‘ hautnah zu erleben. So mancher Besucher nahm stolz die Plätze der Piloten in der 747 namens ‚Berlin‘ in ‚Besitz‘.

Das Symposium war bestens organisiert. Es stand auch unter Anlegung internationaler Maßstäbe auf sehr gutem wissenschaftlichem Niveau. Die Vorträge werden nach einem Begutachtungsprozess in der Reihe des Springer-Verlages „Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design“ in englischer Sprache zusammengefasst. Das Erscheinen ist für Ende 2007 vorgesehen.

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

Dr. Hans-Joachim Heinemann
- Wissenschaftlicher Koordinator der STAB -

Call for Paper

für den

13. STAB-Workshop

14. - 16. November 2007

im DLR-Standort Göttingen

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

12. Oktober 2007

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle
jederzeit gerne zur Verfügung:
Tel.: 0551 / 709 -2108 oder -2259; Fax: -2135;
e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de (bis 31.07.2007); HP.Kreplin@dlr.de
www.dlr.de/agstab

STAB_WS2007/Call_for_Paper_2007

Unsere Bitte an alle,

die in der Luft- und

Raumfahrt tätig sind

oder sich in der Aus-

bildung für einen Bei-

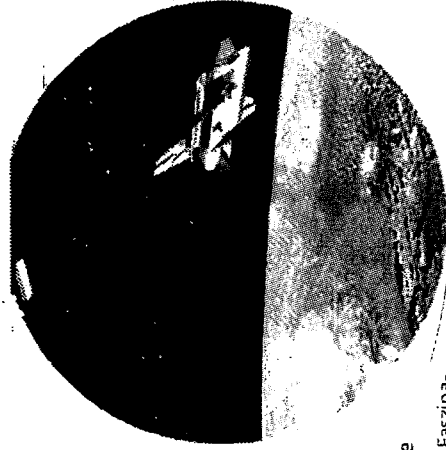
ruf in diesem Bereich

befinden, sowie an alle

Menschen, die unsere Faszina-

tion für die Luft- und Raum-

fahrt teilen:



X-SAR/STM – erfolgreiches Programm zur Erdbeobachtung.

Nehmen Sie aktiv am

Geschehen der Luft- und

Raumfahrt teil – werden

! Sie Mitglied der DGLR!

17.

Und so geht's: Senden Sie den

ausgefüllten beiliegenden Auf-

nahmeantrag 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:

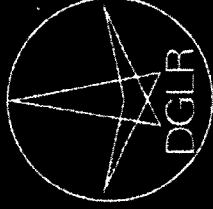
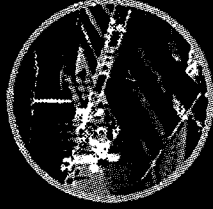
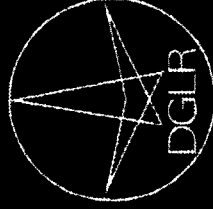
<http://www.dglr.de>

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 „Aero-space 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)

Geschäftsbereich: DGLR
Postfach 117 00 Bonn

Telefon: 02 28 80 5-24
Fax: 02 28 80 5-24
E-Mail: info@dglr.de

Text und Redaktion
in der Bundes-

Druck
Thieme-Verlag
Köln

Gestaltung
Ulrich & Wittenberg

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

Treffpunkt
für Luft- und
Raumfahrt

Aerospace Science and Technology (AST) is an international journal published by Elsevier under the Aegis of the EREA (European Research Establishment Association) establishments: ONERA/AAAF (France), DLR/DGLR (Germany), CIRA (Italy), FOI (Sweden), INTA (Spain) and NLR (The Netherlands).

AST publishes original papers, review articles and short communications related to all fields of aerospace research, fundamental and applied, potential applications of which are clearly related to:

- the design and manufacture of aircraft, helicopters, missiles, launchers and satellites
- the control of their environment
- the study of various systems they are involved in, as supports or as targets

Editors-in-Chief

Ing. Gén. Michel de Glinasty, ONERA
Prof. Fred Thomas, DLR/DGLR

Managing Editors

Dr. Alain Appriou, ONERA
alain.appriou@onera.fr

Dr. Hans-Joachim Heinemann, DLR
hajo.heinemann@dlr.de

Created in 1997, AST has an international audience among researchers, R&D engineers and managers in aerospace industry, academic researchers, and agency and government representatives.

The journal ranks 7th (out of 25) in the ISI "Engineering, Aerospace" category, with a 2004 Impact Factor of 0.533.

Copyright Journal Citation Reports © published by Thomson Scientific

Original papers, peer reviewed by at least two referees and accepted, are available online as "Articles in Press" at least 3 months before publication in print.

Almost 36,000 full text downloads from AST have been made in the past 12 months, to ensure the broadest dissemination of a regularly increasing number of published papers.

Further information, instructions to authors, sample copies, content, abstracts and links towards Articles in Press can be found at:

www.elsevier.com/locate/aescte

Author Benefits

Publish your paper in an Elsevier journal and receive the following benefits:

- wide exposure to your key community
- articles available online before appearing in print
- easy electronic availability via ScienceDirect and WebEditions
- no page charges
- free offprints of your article
- 30% discount on all Elsevier books (except major reference works)

author

GATEWAY

FROM ELSEVIER

The integrated online entry point for all your submission needs

- locate instructions for authors for Elsevier journals
- submit your papers to Elsevier journals
- track the progress of a paper through to the published article
- register to receive email alerts on your paper's progress

To find out more visit:

authors.elsevier.com

SCOPUSTM
Find out.

Scopus[®], the world's largest abstract and indexing database, offers you:

- more coverage of scientific, technical, medical and social science literature (14,000 titles) than any other database
- full text links directly from the results list
- abstracts back to 1966, a full 10-year reference backlog and daily updates
- innovative tools to help you refine your search to relevant results
- alerts for you to keep abreast of your research topic

www.scopus.com

get alerted... **CONTENTS**
From Elsevier Cdirect

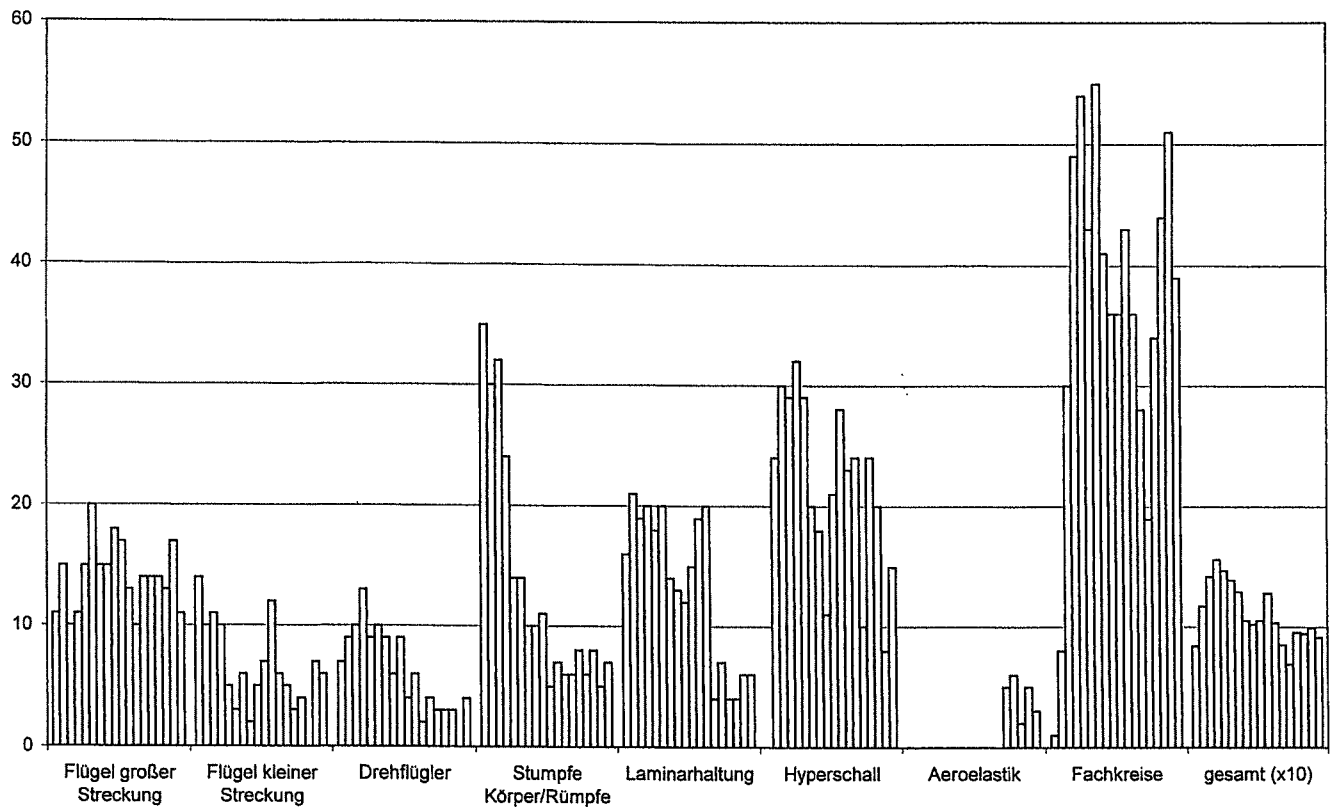
the free e-mail alerting service which delivers direct to your desktop:

- **tables-of-contents and abstracts** for Elsevier journals
- **tables-of-contents** for forthcoming Elsevier books

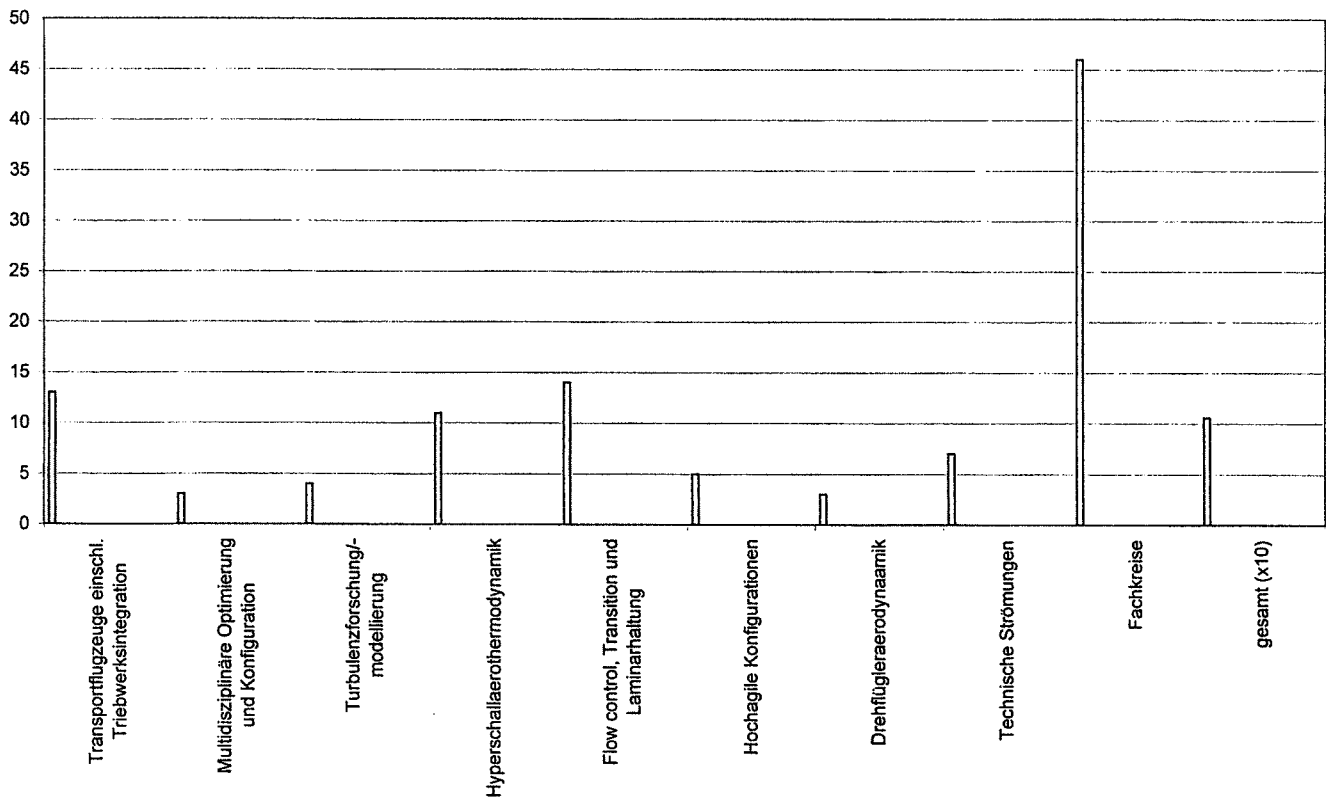
ContentsDirect now provides links to the full text article if your institute subscribes to **ScienceDirect** or **ScienceDirect Web Editions**.

register today at
contentsdirect.elsevier.com

"Mitteilungen" 1988 bis 2005



"Mitteilungen" ab 2006 (neue STAB-Struktur)



1. Projektgruppe "Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration"

Seite:

Allen, Breitsamter	Experimentelle Untersuchung zur Beeinflussung von Nachlaufwirbeln an großen Verkehrsflugzeugen	27
Brodersen, Ronzheimer	Aerodynamische Formoptimierung der DLR-F6 Konfiguration	29
von Cramer, Konrath	Vortex characterization in multiple-vortex systems of wing model wakes	31
Grote, Radespiel	Untersuchungen zum Leitwerksüberziehen am generischen Modell eines Transportflugzeuges	33
Himisch	Modifikation von Flügelendformen an einem Verkehrsflugzeug; Teil 1: Entwurf und Analyse	35
Hörnsche- meyer, Henke	Aktive Beeinflussung des Wirbelnachlaufs eines Rechteckflügels durch Winglets und Querruder	37
Mertol, Fischer	Ein Verfahren zum Entwerfen von Bremsklappen für Steilabstieg	39
Ray, Ballmann	Adaptive Turbulent flow Simulation for arbitrary mach Numbers	41
Richter, Dargel, Koch, Kuczmann, Rosemann	High-Reynolds-Number Design of a Wing Section Including Control of Boundary Layer Properties	43
Schmid, Lutz, Krämer	Simulation der instationären Strömung um das Stratosphärenobservatorium SOFIA	45
Schulze, Gölling	Aeroakustische Analyse von Hochauftriebssystemen unter Berücksichtigung der aerodynamischen Performance	47
Streit	Modifikation von Flügelendformen an einem Verkehrsflugzeug; Teil 2: Einfluss der Flügeldeformation	49
Zurheide, Huppertz	Interaktion von Triebwerksstrahlen und Wirbeln im Nachlauf von Tragflügeln	51

2. Projektgruppe "Multidisziplinäre Optimierung und Konfiguration"

Herrmann	Multiple Discipline Maximum Take-Off Weight Minimization for Supersonic Transport Aircraft	53
----------	--	----

Hubel, Tropea, Windte, Radespiel	Vergleichende Untersuchung der Strömung am bewegten 2D und 3D Flügel	55
König, B., Pätzold, Lutz, Krämer	Potenzial der Stoßkontrolle durch Shock Control Bumps am flexiblen und getrimmten Transportflugzeug in transsonischer Strömung	57
<u>3. Projektgruppe "Turbulenzforschung/-modellierung"</u>		
Kornev, Kröger, Hassel	Synthesis of artifical turbulent fields generated by random distributions of spots	59
Schröder, Geisler, Dierksheide	Untersuchung von turbulenten Strömungsstrukturen in einer Plattengrenzschicht mit Hilfe von 4D-PIV	61
Westhoff	Experimentelle Untersuchung zur turbulent gemischten Konvektion in einer Geschlossenen Zelle rechteckiger Geometrie mit Hilfe von Particle Image Velocimetry (PIV)	63
Zanoun	Development Lenght of Turbulent Flow in Smooth Pipe Facility	65
<u>4. Projektgruppe "Hyperschallaerothermodynamik"</u>		
Böttcher, Hannemann, Lüdeke	Erweiterung des DLR TAU-Codes zur Simulation magnetohydrodynamischer Effekte auf eine ionisierte Hyperschallströmung	67
Bozic, Longo	Calculation of critical Heat and Mechanical loads fort he flaps of the EXPERT Capsule under Chemical Non-Equilibrium Flow condition	69
Calvo, Mack, Bozic	Multidisciplinary Simulation of Hypersonic Heating	71
Dankert, Otto	Experimentelle Untersuchung und numerische Simulation an einem Flugkörper-Radom bei Mach 6	73
Eggers	SHEFEX- A First Aerodynamic Post-Flight Analysis	75
Linn, Kloker	Numerische Untersuchungen zur Effusionskühlung in Hyperschallgrenzschichtströmungen	77
Martinez, Reimann	Aerothermodynamische Untersuchung der Pre-X Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	79
J. Odam	Radical Farming in Scramjets	81

Reimann, Martinez	Aerodynamische und aerothermodynamische Simulation des Wiedereintrittsflugkörpers Pre-X	83
Robinson	An investigation into internal and external force balance configurations for short duration wind tunnels	85
Stark	Nozzle Mute for rocket Engine Start-Up	87
<u>5. Projektgruppe "Flow Control, Transition und Laminarhaltung"</u>		
Engert, Pätzold, Nitsche	Entwicklung eines Sensor-Aktuator-Systems zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten in kompressiblen Strömungen	89
Fey, Egami, Klein	Using cryoTSP as a tool for transition detection and instability examination at high Reynolds numbers	91
Frohnappel, Jovanovic	Kontrolle wandnaher Turbulenz	93
Grundmann, Klumpp, Tropea	Plasma Aktuatoren zur aktiven Stabilisierung einer laminaren Plattengrenzschicht	95
Guyot, Paschereit	Aktive Kontrolle von thermoakustischen Instabilitäten bei magerer Vormisch-Verbrennung	97
Hoefener, Nitsche	Experimentelle Untersuchungen zur kontrollierten Transition in einer laminaren Ablöseblase an einer axialsymmetrischen Geometrie	99
Janetzke, Reyer, Nitsche	Strömungsmechanische Analyse einer periodisch-instationären Prallkühlkonfiguration	101
Mack, Sesterhenn	Iterative Verfahren zur Stabilitätsanalyse kompressibler Strömungen	103
Marxen	Direct Numerical Simulation of the Bursting of a Laminar Separation Bubble	105
Ortmanns, Kähler	Untersuchungen dynamischer Wirbelgeneratoren in Wechselwirkung mit einer turbulenten Plattengrenzschicht bis $Re_0 = 20000$	107
Pfingsten, Radespiel	Nutzung der Synergien von Triebwerksströmung und Tragflügel für spaltlose Hochauftriebskonfigurationen	109
Seitz	Bestimmung der Anfangsamplitude natürlich erregter Tollmien-Schlichting Wellen aus Flugversuchsdaten	111
Wild	Beeinflussung von Anlegelinientransition durch Formgebung am Vorflügel eines Mehr-Element-Profiles	113
Wild	Bestimmung der Transitionslage an der Vorderkante eines Hochauftriebsflügels unter kryogenen Bedingungen mittels Infrarot, TSP und Heißfilmen	115

6. Projektgruppe "Hochagile Konfigurationen"

Klein, Henne, Sachs, Egami	Instationäre PSP-Messungen durchgeführt am DLR-PSP Modell im DNW-TWG	117
Rein, Höhler, Schütte, Bergmann, Löser	Simulation of flight maneuvers in a wind-tunnel	119
Schülein	Konzept zur Reduzierung des Bugwiderstands von hochmanövrierfähigen Flugkörpern	121
Schülein, Guyot	Numerische und experimentelle Untersuchungen zum widerstandsarmen Gitterflügel	123
Seiler, Srulijes	Wärmestrommessungen in einer Kavität bei Mach 4,5	124

7. Projektgruppe "Drehflügler-aerodynamik"

Barth	Wind Energy	126
Richard	Application of PIV techniques for rotor blade tip vortex characterization	128
Streiner, Wagner, Krämer	Aeroelastische Analyse nach Floquet unter Einbeziehung instationärer Effekte	130

8. Projektgruppe "Technische Strömungen"

Hage	Ablösungsbeeinflussung mit quer angeströmte Rillenoberflächen für hohe Druckgradienten in Strömungsmaschinen	132
Loose	High Reynolds Number measurements on Train Configurations	134
Navid Nayeri	Widerstandsreduktion von Sattelzügen durch passive Maßnahmen	136
Pego, Lienhart, Durst, Tigges	Forces and Velocity Measurements in Ship Propulsion Systems	138
Saric, Jakirlic, Cavar, Tropea	Computational study of mean flow and turbulent structure in inflow system of a swirl combustor	140
Saric, Kniesner, Cavar, Jakirlic	LES and Hybrid LES/RANS of the flow over a symmetric 3-D Hill	142

Thimm	Untersuchung der Verbesserung des Wärmetransfers und des Druckabfalls durch Turbulenzerzeuger in einem geraden ebenen Kanal	144
-------	---	-----

Fachkreis "Aeroakustik"

Babucke, Kloker, Rist	Numerische Untersuchung zur Lärmentstehung am Düsenende von Strahltriebwerken	146
Becker, Ali, Hahn, Escobar, Kaltenbacher	Experimentelle und numerische Untersuchungen der Schallentstehung bei der Überströmung einer vorwärts springenden Stufe	148
Boden	Entwicklung einer neuartigen Laserschallquelle für aeroakustische Untersuchungen	150
Gölling, Kloss	Aeroakustische Analyse von Dämpfungsmaterialien in Vorflügelinnenbereich	152
Hassenpflug, Gölling	Aerodynamische und akustische Bewertung von Steilabstiegshilfen (Airbrakes)	154
Herr	Auslegungskriterien für lärmarme Tragflächenhinterkanten	156
König, D.	Numerische Analyse der Lärmmechanismen an Hochauftriebshilfen mit Verfahren hoher Ordnung	158
Koop, Ehrenfried, Henning	Untersuchung von aeroakustischen Schallquellen mit Hilfe von High-speed PIV und Mikrofon-Array Messungen	160

Fachkreis "Aeroelastik"

Mannini, Soda, Voß, Schewe	RANS and DES simulation of the flow around bluff bodies	162
Krüger	Experimentelle und numerische Analyse von Grenzzyklusschwingungen an einem Leichtbaummodellflügel	164
Schewe	Reynolds-Zahl-Effekte bei scharfkantigen, generischen Profilen und deren Einfluss auf strömungsinduzierte Schwingungen	166

Fachkreis "Numerische Verfahren"

Baysal, Rist	Verfolgung von dreidimensionalen Wirbelstrukturen in Grenzschichten	167
Beronov, Durst	Übergang von Gitter-generierter- zur entwickelter Turbulenz in flachen Kanälen - direkte numerische Simulation mittels Lattice-Boltzmann-Verfahren	169
Birken	Numerical Simulation of Tunnel Fire Events	171

R. Dwight, J. Brezillon	Adjoint-Based Optimization of 3d Turbulent Configurations Part I: Algorithms	172
Brezillon, Dwight	Adjoint-Based Optimization of 3d Turbulent Configurations Part II: Applications	174
Eisfeld	Numerische Simulation aerodynamischer Probleme auf unstrukturierten Netzen mit dem SSG/LRR-E-Reynolds-Spannungsmodell	176
Enk	LES Untersuchungen an der ebenen Platte	178
Frederich, Wassen, Thiele	Numerische Simulation der Umströmung eines Zylinderstumpfes mit Endscheibe im Vergleich zu experimentellen Messungen	179
Gardner, Richter, Rosemann	Simulation of Oscillating Airfoils and Moving Flaps Employing the IDLR-TAU Unsteady Grid Adaptation	181
Gardner, Jacobs, Rosemann	Interference Computations for High Angle of Attack Supports in the DNE-TWG	183
Gauger	Automatic Differentiation of an Entire Design Chain with Applications	185
Gerhold	The parallel mesh ddeformation of the DLR TAU-Code	187
Groll	Solid/wall Interaction Effects on Particle Flows inside Turbulent Shear Layers	189
Heinrich, Schwöppe	Implementierung und Nutzung strukturierter Algorithmen im unstrukturierten TAU-Code	191
Kaczorowski	Entwicklung eines numerischen Verfahrens zur Berechnung turbulenter Konvektion in einer quaderförmigen Zelle	193
Keßler	Discontinuous Galerkin Verfahren auf dem Weg zur Anwendung	195
Krumbein	Navier-Stokes High-Lift Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU Code	197
Lörcher, Gassner, Munz	The Space-Time Expansion Discontinuous Galerkin Method	199
Lübon, Kessler	Räumliche Diskretisierung hoher Ordnung und krummlinige Elemente in einem unstrukturierten dreidimensionalen Discontinuous Galerkin Verfahren	200
Mahle, Sesterhenn, Friedrich	DNS of compressible inert and infinitely fast reacting mixing layers	202
Melber- Wilkending, Himisch	Numerische Simulation und Analyse des stationären Kreisfluges am Beispiel des Segelflugzeuges SB14	204

Melber- Wilkending, Wichmann	Untersuchungen zur Halbmodellmesstechnik im Windkanal mit Hilfe des TAU-Codes im DLR Projekt ForMEx	206
Michler, Heinrich	Trimmung einer teilelastischen Flügel-Höhenleitwerks-Höhenruder-Konfiguration	208
De Quadros	Aerodynamic Optimization of a Blended Wing Body Configuration	210
Raichle, Melber- Wilkending, Himisch	Entwicklung einer verbesserten Propellerrandbedingung für den TAU-Code und deren Anwendung auf ein Segelflugzeug mit Klapptriebwerk	212
Rist	Untersuchungen zur Schätzung fehlender Daten auf der Basis von Kriging und POD	214
Röber	Methoden zur Beseitigung der Freiströmungsabhängigkeit in Zweigleichungsturbulenzmodellen	216
Rossow	Enhanced Runge-Kutta/Implicit Methods for Solving the Navier-Stokes Equations	218
Schwarz	Erweiterung eines RANS-Verfahrens um ein Modul zur Simulation von Starrkörperbewegungen mit bis zu sechs Freiheitsgraden	220
Togiti, Lüdeke	Computation of Supersonic Base Flow Using Detached Eddy Simulation	222
Widhalm,	Identifizierung von Wirbelkernen und deren automatische Adaption mit dem DLR-Tau Code	224
<u>Fachkreis "Mess- und Versuchstechnik"</u>		
Domhardt, Leuckert, Peltzer, Nitsche	Erfassung dynamischer Oberflächenkräfte durch piezoelektrische Copolymer-Beschichtungen	226
Pallek	Studies of Reynolds number effects on wing tip vortex positions by means of Laser Light Sheet (LLS) and Background Oriented Schlieren (BOS) technique under cryogenic conditions	228
Rödiger, Knauss, Gaisbauer, Krämer	Druck- und Wärmeflussmessungen an der Oberfläche eines Zylinderstumpfs	230
Schulze, Kähler	Aktive Kontrolle von Grenzschichtablösung mit dynamischen Aktuatoren	232

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M.Sc. Alexander Allen; Dr.-Ing. Christian Breitsamter

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

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

Thema: Experimentelle Untersuchung zur Beeinflussung von Nachlaufwirbeln an großen Verkehrsflugzeugen

Ausgangssituation:

Wirbelschleppen bei großen Verkehrsflugzeugen sind eine potentielle Gefahr für nachfolgende Luftfahrzeuge, die in diese Wirbelschleppen einfliegen. Besonders gefährlich ist dies, wenn die Flugzeuge nah hintereinander fliegen, wie z.B. bei Start und Landung. Das nachfolgende Flugzeug erfährt eine Reduktion in der Steigrate oder gar plötzliches Sinken, eine Rollbewegung oder eine Überlastung der Flugzeugstruktur. Um diese Gefahr zu vermeiden, müssen die Flugzeuge einen Mindestabstand einhalten. Um die Anzahl an An- und Abflügen an einem Verkehrsflughafen zu erhöhen, müssen die Wirbel in einem kürzeren Abstand zerstört werden, um so den Mindestabstand zu reduzieren. Hierzu wurde am Lehrstuhl eine experimentelle Untersuchung durchgeführt.

Ziel:

Ziel dieser Untersuchung ist es, mit Hilfe von Hinterkantenklappen an einem Winglet den Nachlauf so zu beeinflussen, dass eine Reduktion des Mindestabstands möglich wird.

Lösungsweg:

Die experimentellen Untersuchungen wurden im Windkanal C des Lehrstuhls an einem Halbmodell eines großen vierstrahligen Verkehrsflugzeugs durchgeführt. Der Windkanal hat einen Messquerschnitt von 1,8 m x 2,7 m und eine Messstreckenlänge von 21 m. Damit lässt sich im Windkanal C das Nachlaufwirbelsystem bis zu 5,6 Spannweiten stromab messen. An ausgewählten Querschnitten wurde mit Hilfe der Hitzdrahtanemometrie die zeitabhängige Strömungsgeschwindigkeit bestimmt und daraus dann mittlere Geschwindigkeiten und Wirbelstärken berechnet. Aus den instationären Werten wurde eine Analyse des turbulenten Strömungsfeldes und eine Spektral-Analyse durchgeführt. Damit können Aussagen zu inhärenten Instabilitätsmechanismen, wie die Crow-Instabilität für Zwei-Wirbel-Systeme bzw. die Crouch-Instabilität für Vier-Wirbel-Systeme gewonnen werden.

Das Winglet, die Klappen und Antriebselemente wurden definiert und konstruiert, sowie Auslegungsrechnungen in Bezug auf Kinematik und Festigkeit vorgenommen. Die Wahl fiel auf eine Ausführung mit zwei Klappen, um die auftretende Seitenkraft möglichst vollständig zu kompensieren. Aufgrund der unterzubringenden Antriebselemente musste ein dickeres Profil als für ein Winglet üblich verwendet werden, nämlich das Profil NACA 65A012. Die Klappen sind um maximal $\eta = \pm 20^\circ$ ausschlagbar. Die Klappen können sowohl gleich- als auch gegensinnig ausgeschlagen werden.

Alle Untersuchungen finden in einer für den Landeanflug typischen Hochauftriebskonfiguration statt. Diese wurde durch Kraftmessung definiert. Dabei befinden sich die Vorflügel (von innen nach außen) bei $26,5^\circ$, $26,5^\circ$, $30,0^\circ$, beide Hinterkantenklappen bei $26,0^\circ$ und das Querruder bei 5° . Das Höhenleitwerk wurde auf -10° eingestellt, damit ein ungefährender Trimmzustand realisiert wird.

STAB

Ergebnis:

Die Strömungsfeldmessungen wurden im Windkanal C des Lehrstuhls bei einer Reynoldszahl bezogen auf die Bezugsflügeltiefe von $Re_\infty \approx 514.000$ ($U_\infty = 25 \text{ m/s}$) durchgeführt.

Abbildung 1 zeigt die dimensionslose axiale Wirbelstärke $\left(\xi = \frac{b/2}{U_\infty} \left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial y} - \frac{\partial \bar{v}}{\partial z} \right) \right)$ bei ei-

nem Ausschlag der Wingletklappen von 0° in der Messebene $x^* = 0,37$ ($\tau^* = 0,011$). Es sind sechs Wirbel erkennbar, nämlich von außen nach innen der Winglet Vortex (WLV), der Wing Tip Vortex (WTV), der Outboard Nacelle Vortex (ONV), der Outboard Flap Vortex (OFV), der Inboard Nacelle Vortex (INV) und der Horizontal Tail Plane Vortex (HTV). Aufgrund des negativen Einstellwinkels des Höhenleitwerks erzeugt das Leitwerk Abtrieb. Dies ist notwendig um den Momentenhaushalt auszugleichen und erzeugt damit negative Wirbelstärke, d.h. der HTV hat einen Drehsinn, der den anderen Wirbeln entgegen gesetzt ist.

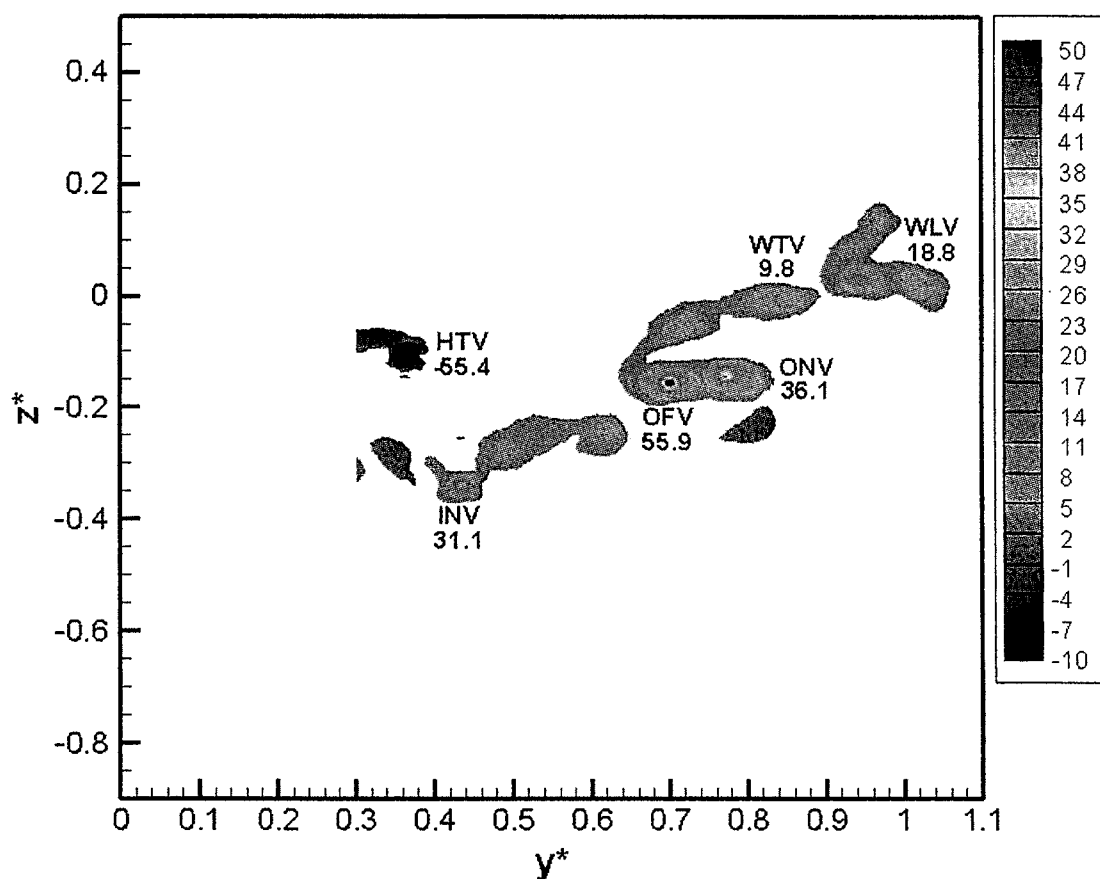


Abb.1: Wirbelstärkeverteilung bei $x^* = 0,37$ für einen Klappenausschlag von 0°

Stromab von dieser Messebene rollen sich die Wirbel auf, bis schließlich in der Messebene bei $x^* = 5,6$ nur noch zwei Wirbel durch definierte lokale Wirbelstärkemaxima zu identifizieren sind.

Mit Hilfe der Hinterkantenklappen am Winglet soll diese Entwicklung beeinflusst werden.

weiteres Vorgehen:

Die gewonnen Messdaten für stationäre Ausschläge werden weiter analysiert.

Datum: 11.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügeltechnologien / Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Dr. Olaf Brodersen, Arno Ronzheimer

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2439

Telefax: 0531 295 2320

weitere Partner: Mohammed Abu-Zurayk, TU Braunschweig, Student **e-mail:** o.brodersen@dlr.de

Thema: Aerodynamische Formoptimierung der DLR-F6 Konfiguration

Ausgangssituation: Basierend auf einer vorhandenen CAD-Geometrie der DLR-F6 Konfiguration (Flügel-Rumpf) wurde eine Formoptimierung mit dem Ziel durchgeführt, den Gesamtwiderstand bei $c_A=0.5$, $Ma=0.75$, $Re=3 \times 10^6$, zu reduzieren [1]. Die Parametrisierung des Flügels erfolgt mit der Freiformdeformation des Netzgenerierungs- und Geometrieprogramms MegaCads (siehe Abb. 1) [2,3,4]. Die Steuerung der Deformation erfolgt an drei Flügelschnitten mit Hilfe von jeweils vier Entwurfsvariablen (je zwei für die Ober- und Unterseite). Die Verformung der Flügelschnitte wurde durch festgelegte Grenzen für die Variablen beschränkt. Der Flügel und der Rumpf wurden jeweils neu miteinander verschnitten, so dass eine Verformung der Flügelkontur bis zum Rumpf erfolgen kann. Es wird ein unstrukturiertes, hybrides Rechennetz verwendet, dass mit der Software Centaur von CentaurSoft generiert wird [5]. Für die Netzgenerierung wurde auf eine gute Auflösung des Flügels Wert gelegt, ohne die Gesamtpunktzahl zu groß werden zu lassen. Die Rechnungen wurden mit der DLR TAU Software für einen konstanten Auftriebsbeiwert am Entwurfspunkt durchgeführt ($c_A = 0.5$) [6]. Der Subplex Algorithmus wurde als Optimierungsstrategie verwendet. Die Steuerung der verschiedenen Programme erfolgte mit einer Shell-Skript Technik. Die Abb. 2 zeigt den Verlauf der Zielfunktion (Widerstandsbeiwert).

Ziel: Es soll die erfolgreich durchgeführte Optimierung einer Flügel-Rumpf Verkehrsflugzeugkonfiguration auf eine Konfiguration mit Pylon und Triebwerk erweitert werden. Es soll eine automatische Optimierung der Flügel- und Pylonform der DLR-F6 Konfiguration unter Verwendung des DLR TAU Navier-Stokes Software, einer Freiformdeformationsmethode und des Subplex Optimierungsalgorithmus durchgeführt werden, um das Potential dieser Methode abzuschätzen.

Lösungsweg: Die für die DLR-F6 Flügel-Rumpfkonfiguration erfolgreich angewendete Methode zur aerodynamischen Formoptimierung wird erweitert, um neben dem Flügel auch die Pylonform modifizieren zu können. Dazu wird die unverformte Ausgangskonfiguration in die Netzgenerierungssoftware MegaCads eingelesen und Quader definiert, die der Festlegung und Steuerung der Deformation dienen. Die deformierten Flügel- und Pylonflächen sind mit dem Rumpf bzw. dem Flügel zu verschneiden. Die Position des Triebwerks bleibt konstant. Die Abb. 3 zeigt die Verformungskontrollquader für den Flügel und den Pylon.

Ergebnis:

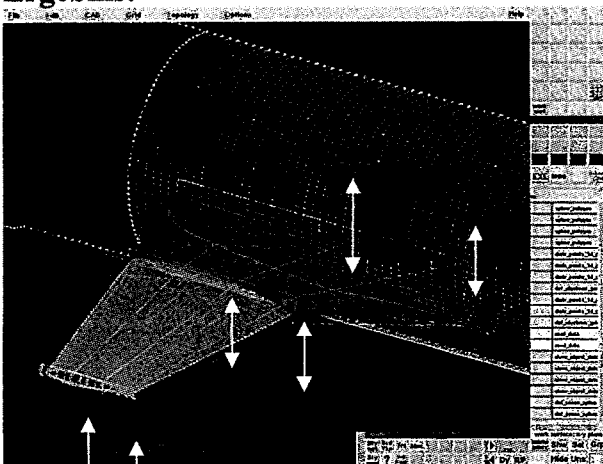


Abb. 1: DLR-F6 Flügel-Rumpf Konfiguration in MegaCads, Verformungskontrollquader (Pfeile symbolisieren die Verschiebungsmöglichkeiten des Kontrollgitters, nur Oberseite dargestellt).

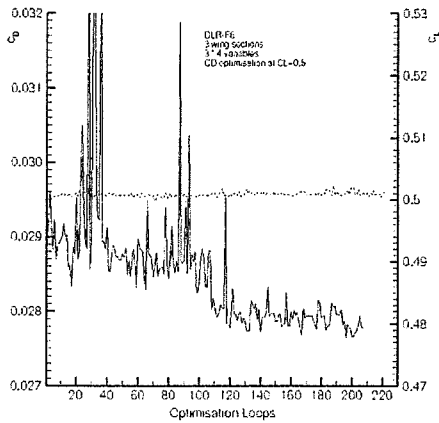


Abb. 2: Verlauf der Zielfunktion (c_w) für die DLR-F6 Flügel-Rumpf Konfiguration

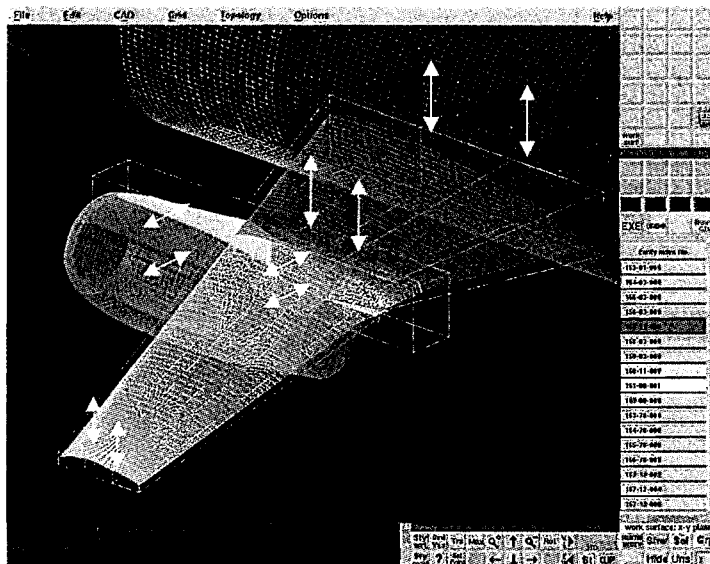


Abb. 3: DLR-F6 Flügel-Rumpf-Pylon-Triebwerk in MegaCads, Verformungskontrollquader (Pfeile symbolisieren die Verschiebungsmöglichkeiten des Kontrollgitters, nur Ober- und Pylonaußenseite dargestellt).

Literatur:

- [1] C.-C. Rossow, J.L. Godard, H. Hoheisel, V. Schmitt: Investigation of Propulsion Integration Interference on a Transport Aircraft Configuration", AIAA Paper 92-3097, July, 1992
- [2] O. Brodersen, A. Ronzheimer, R. Ziegler, T. Kunert, L. Wild, M. Hepperle: „Aerodynamic Applications using MegaCads“, 6th Intern. Conf. On Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Ed. M. Cross et al, 1998, pp. 793-802
- [3] A. Ronzheimer: „Shape Parameterisation based on Freeform Deformation in Aerodynamic Design Optimisation“, ERCOFTAC Design Optimisation Methods & Applications, Athens, March 2004
- [4] A. Ronzheimer: "Shape Parametrization Using Freeform Deformation", Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Ed. N. Kroll et al, Vol. 89, Springer 2005, pp. 211-222
- [5] CentaurSoft: URL <http://www.centaursoft.com>, 2006
- [6] T. Gerhold: "TAU", Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Ed. N. Kroll et al, Vol. 89, Springer 2005, pp. 81-92

Weiteres Vorgehen:

Fortsetzung der Entwicklungsarbeiten und Durchführung der Optimierung.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

Dr.-Ing. Carl F. v. Carmer, Dr.-Ing. Robert Konrath

Institution:

DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Dept. Experimental Methods

Adresse:

Bunsenstr. 10
37073 Göttingen, Germany

Telefon: 0551/709-2330

Telefax: 0551/709-2830

e-mail: carl.carmer@dlr.de

Thema:

**Vortex characterization in multiple-vortex systems
of wing model wakes**

Ausgangssituation:

In the wake of an aircraft large-scale vortical structures organize in multiple-vortex systems with their vortex axes aligned approximately parallel to the wake axis. Equal-strength counter-rotating vortex pairs of 2-vortex wakes are known to be stable for rather high vortex ages until growing long-wavelength instabilities may lead to mutual interaction and final disintegration. Contrarily, unequal-strength counter-rotating vortex pairs eventually will grow short-wavelength cooperative instabilities and will undergo a rapid three-dimensional reorganization of the vortex system, as has recently been shown from numerical simulation [2, 3] and evidenced experimentally [4]. By enforcing the generation of vortices that are prone to severe vortex interactions the wake vortex system could be diffused significantly faster. Such optimal perturbation by passive control of the wake could contribute to minimize aircraft separation distances necessary for air safety reasons [5].

Ziel:

Identification and characterization of vortices in multiple-vortex wakes from time-resolved 2C PIV data up to high vortex ages

Lösungsweg:

The development of multiple-vortex wake systems in the far field of a generic aircraft model was assessed by evaluation of experimental data obtained from MonoPIV measurements in the large towing tank facility of the Hamburg Ship Model Basin (HSVA) in the framework of DLR's "Wirbelschleppe II" research project. DLR's F13X vortex generator has been operated at two geometrical configurations for three different chord-based Reynolds numbers [1]. From the tips of the rectangular main wing a 2-vortex system shed off, and adding a horizontal tail plane to the vortex generator produced a 4-vortex system of two unequal-strength counter-rotating vortex pairs. From the MonoPIV evaluation time-resolved velocity distributions of the in-plane components have been obtained in a plane perpendicular to the flight direction.

Large-scale quasi-2D vortical structures were deduced from the turbulent wake flow applying the Q criterion to the time-resolved cross-velocity fields. Iso-surfaces of a given value of Q elucidate the development of the wake vortex system with increasing vortex age in a plane of observation at a fixed longitudinal position (Fig. 1).

The temporal development of the vortices has been characterized by their flow topology, center positions, equivalent core widths, and core circulations.

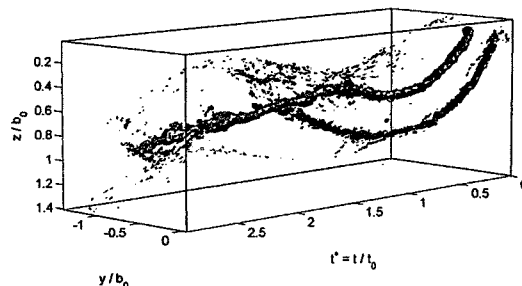


Fig. 1: Iso-surfaces of Q values visualizing unequal-strength counter-rotating vortex pair

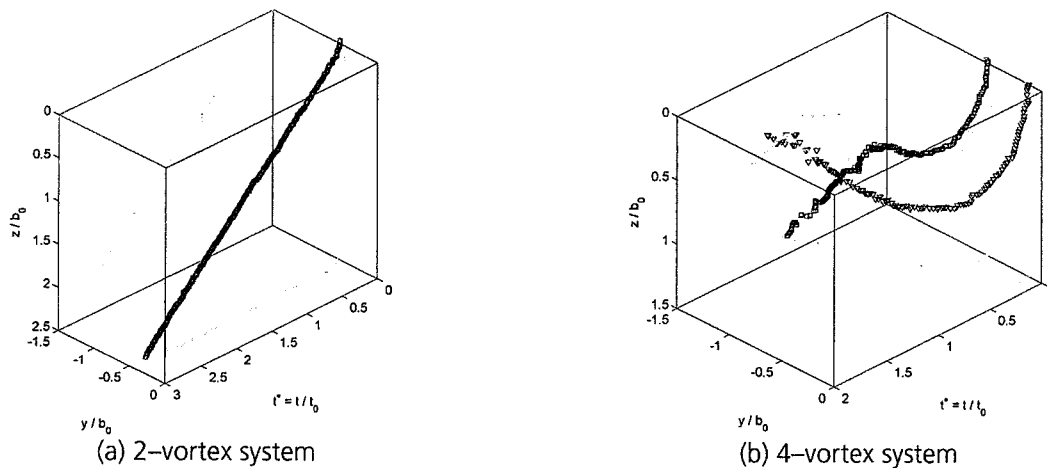


Fig. 2: Temporal development of core trajectories in port-side wake of vortex generator for given Re_c

Ergebnis:

The 2-vortex systems showed a steady descend of the vortices indicated by their core trajectories (Fig. 2a) and a gradual decay of their core circulation (Fig. 3, * symbols). Its characteristic parameters have been evaluated well into the wake far field up to vortex ages of 4.5 without providing any evidence for cooperative long-wavelength instabilities.

Contrarily, for the same Re_c the counter-rotating vortex pairs of the 4-vortex systems followed an orbital motion around their common center (Fig. 2b), during which they likely grew shorter-wavelength instabilities leading to strong vortex interaction and rapid three-dimensional reorganization. After the "catastrophic event" only a weak and more unstable 2-vortex system remained (Fig. 1) that gradually decayed at a higher rate compared to the corresponding 2-vortex system (Fig. 3, + symbols).

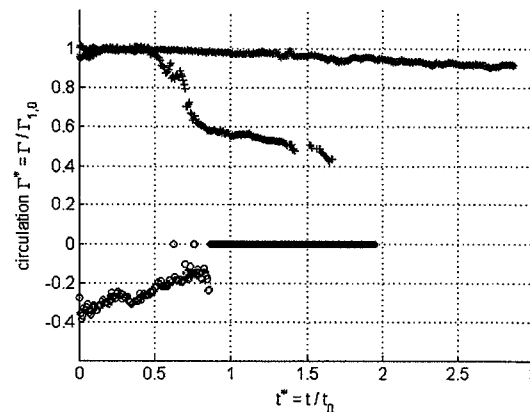


Fig. 3: Core circulation of 2- and 4-vortex systems

Literatur:

- [1] Carmer CFv and Konrath R. Influence of Reynolds number on generation and decay of aircraft wakes: Experimental investigation using generic models, F13 and F13X. Technical report DLR-IB 224-2006 A 29, German Aerospace Center (DLR), 2006.
- [2] Delisi PD and Robins RE. Short-scale instabilities in trailing wake vortices in a stratified fluid. *AIAA J.*, 38(10):1916-1923, 2000.
- [3] Fabre D, Jacquin L and Loof A. Optimal perturbations in a four-vortex aircraft wake in counter-rotating configuration. *J. Fluid Mech.*, 451:319-328, 2002.
- [4] Ortega JM, Bristol RL and Savas Ö. Experimental study of the instability of unequal-strength counter-rotating vortex pairs. *J. Fluid Mech.*, 474:35-83, 2003.
- [5] Rennich SC and Lele SK. Method for accelerating the destruction of aircraft wake vortices. *J. Aircraft*, 36(2):398-404, 1999.

weiteres Vorgehen:

In the framework of the EU-FP6 project "FAR-Wake", StereoPIV measurements with extended duration up to a vortex age of 8 will be performed in a large towing tank facility also to provide a reliable and complete data base for the validation of CFD simulations and stability analyses.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologien

Ansprechpartner: Arne Grote, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2980
Telefax: (0531) 391-5259
E-mail: arne.grote@tu-bs.de

weitere Partner:

Thema: Untersuchungen zum Leitwerksüberziehen am generischen Modell eines Transportflugzeuges

Ausgangssituation: Um beim Entwurf moderner Transportflugzeuge die Leitwerksgrundfläche zugunsten der Flugleistungen verringern zu können, sind bereits im frühen Entwurfsstadium gesicherte Vorhersagen des Manöverflugverhaltens bei geringen Geschwindigkeiten erforderlich. In numerischen Simulationen muß dabei das Leitwerk im komplexen Strömungsfeld mit Rumpfgrenzschicht und Tragflügelnachlauf betrachtet werden. Mit heutigen numerischen Verfahren zur 3D Strömungssimulation ist man grundsätzlich in der Lage, das mit zunehmender, aerodynamischer Belastung nichtlineare Verhalten der Wirksamkeiten von Leitwerksflosse und -ruder vorherzusagen. Bislang konnten diese Verfahren aber aufgrund fehlender experimenteller Daten nicht für die speziellen Strömungsphänomene am Leitwerk validiert werden.

Ziel: Durch den Aufbau des generischen Modells eines Transportflugzeuges mit Höhenleitwerk soll das Verständnis für das charakteristische Strömungsverhalten am Leitwerk nahe der Überziehgrenze unter Langsamflug-Bedingungen verbessert werden. Die experimentell gewonnenen, hochwertigen Datensätze ermöglichen es, Verfahren zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen anhand ausgewählter Testfälle zu verifizieren und zu validieren. Mit den Ergebnissen einer kombiniert experimentell numerischen Forschungsumgebung lassen sich wesentliche aerodynamische Entwurfssensitivitäten des Leitwerksüberziehens identifizieren und analysieren, um bei zukünftigen Entwürfen Berücksichtigung zu finden.

Lösungsweg: Ziel des Modellentwurfs ist es, Strömungsverhältnisse am Leitwerk zu erzeugen, die im Windkanal MUB des ISM trotz reduzierten Messstreckenquerschnitts von $1,3\text{m} \times 1,3\text{m}$ denen industrieller Messungen bei einer Reynoldszahl am Leitwerk von $Re=3.5 \cdot 10^6$ entsprechen. Durch Optimierung des Modells in Bezug auf das Leitwerk lassen sich bei einer Leitwerksspannweite von 880mm (etwa 68% der Messstreckenbreite) und einer typischen Leitwerksgeometrie (Streckung 4,5 und Flügelzuspitzung 0,42) Reynoldszahlen von etwa $Re=1.0 \cdot 10^6$ realisieren. Um trotz reduzierter Reynoldszahl die Belastung am Leitwerk vergleichbar zu halten, wurde für das Leitwerk das Forschungsprofil HGR-02 aus einem industriellen Profil entwickelt [1]. Das Profilverhalten, charakterisiert durch die Verlagerung der Ablöse- und Anlegepunkte der Strömung mit dem Anstellwinkel, konnte bei reduzierter Reynoldszahl ($1.0 \cdot 10^6$ an Stelle $3.5 \cdot 10^6$) auf das Forschungsprofil übertragen werden. Alle weiteren Abmessungen des Modells wurden in Anlehnung an ein typisches single-aisle Flugzeug der 100 Passagiere-Klasse gewählt (Gesamtlänge von 2050mm, Rumpfdurchmesser von 280mm). Auf Grund der Größe des Modells im Vergleich zur geschlossenen Messstrecke ist eine Berücksichtigung der Wandeinflüsse ebenso wie eine Verkürzung des Tragflügels erforderlich. Beides bedingt eine aerodynamische Überarbeitung. Hierzu wurde mit einem um das Spiegelungsprinzip erweiterten Wirbelleiterverfahren ein Rechteckflügel so entworfen, dass sein im Windkanal erzeugtes Abwindfeld am Ort des Höhenleitwerks vom Verlauf längs Spannweite dem eines Vergleichsflügels in Startkonfiguration unter Freiflug-Bedingungen entspricht [1]. Da die experimentell gewonnenen Ergebnisse mit numerischen Simulationen verglichen werden sollen, die die Modellierung des Windkanals mit einschließen, kann die mit 20% sehr hohe Versperrung des Modells in der Messstrecke akzeptiert werden. Auf diese Weise lassen sich Leitwerksgeometrien bei Reynoldszahlen untersuchen, die bei konventionellem Modellbau etwa doppelt so große Messstrecken erfordern würden.

Ergebnis: Die Untersuchungen im Windkanal MUB erfolgen bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 55m/s ($Ma=0,16$, $Re_{LW}=0.72 \cdot 10^6$). Bild 1 zeigt das in der Messstrecke aufgehängte Modell in einer Ansicht von hinten auf die Leitwerke. Die Parameter Anstellwinkel α , Einstellwinkel des Leitwerkes i_h und Ruderausschlag δ_q wurden für negativen Auftrieb am Leitwerk bis zum Überziehen variiert. Das Strömungsverhalten zeigt sich dabei stark abhängig vom laminar-turbulenten Umschlag der saugseitigen Grenzschicht. Die natürliche Transition erfolgt hier über eine laminare Ablöseblase. In Infrarot-Aufnahmen der Ober-

STAB

fläche zeichnet sich eine lokale Strömungsablösung durch ihren im Vergleich zur anliegenden Strömung verminderten Wärmeübergang als dunkle Linie ab (vgl. Ausschnitt Bild 2a)). Das Aufplatzen dieser Blase, die sich zunächst mit wachsend negativem Anstellwinkel zur Saugspitze hin verlagert und ihre Ausdehnung in Profiltiefenrichtung verringert, bestimmt das Überziehen und führt abrupt zu der großflächigen Strömungsablösung in Bild 2b) und einem Einbruch im Auftrieb.

Das Auftreten der laminaren Ablöseblase kann durch eine gezielte Beeinflussung der Transition unterdrückt werden. Ein Zackenband einer Höhe von 25 μm und einer Zackenweite von 3mm als Turbulator führt zu einem künstlichen Umschlag der Grenzschichtströmung. Bild 4a) bestätigt durch die gute Übereinstimmung der gemessenen Druckverteilungen die geringe durch das Zackenband zusätzlich eingebrachte Störung. Die Wirkung dieses Turbulators lässt sich in der Infrarot-Aufnahme im Ausschnitt von Bild 3a) erkennen. Eine geschlossene Ablösung tritt nicht auf. Als dunkle Streifen zeichnen sich lediglich die entstehenden, stromabwärts verlaufenden Turbulenzkeile ab. Das Strömungsverhalten bis zum Überziehen ist für beide Transitionsszenarien vergleichbar. Eine turbulente Hinterkantenablösung entsteht am Außenflügel und dehnt sich mit wachsend negativem Anstellwinkel zur Vorderkante hin aus. Durch die künstlich unterdrückte laminare Ablöseblase kommt es beim Überziehen zu einer kontinuierlichen Abnahme des negativen Auftriebes, da sich am Außenflügel ein Wirbelpaars bildet, dessen innerer Kern sich langsam zum noch tragenden Innenflügel hin verlagert.

Numerische Simulationen mit dem TAU-Code, bei denen eine laminare Ablösung an der Vorderkante durch einen fixierten laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag vermieden wird, geben die Hinterkantenablösung mit einer zu geringen Ausdehnung wieder [2]. Aus PIV-Aufnahmen in Schnitten parallel zur Anströmung lassen sich Grenzschichtprofile bei anliegender Strömung extrahieren. Sie zeigen eine gute Übereinstimmung mit numerisch ermittelten Geschwindigkeitsprofilen.

Der Vortrag auf dem STAB-Symposium wird eine abschließende Darstellung der in drei Messkampagnen erzielten Ergebnisse und ihr Vergleich zur numerischen Simulation enthalten. Dabei wird insbesondere auf die unterschiedlichen Ergebnisse für natürlich und künstlich beeinflusste Transition eingegangen. Ölanstrichbilder, Messungen von Luftkräften und Profildruckverteilungen sowie PIV Messungen der Hinterkantenablösung in zwei Schnitten bieten umfassende Möglichkeiten zum Vergleich.

Literatur:

- [1] Grote, A. and Radespiel, R.: *Investigation of Tailplane Stall for a Generic Transport Aircraft Configuration*. Accepted for publication in: Holze, C. et al. (Hrsg.): *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Springer, to be published in 2006.
- [2] Grote, A. and Radespiel, R.: *Studies on Tailplane Stall for a generic Transport Aircraft Configuration*. AIAA Paper 2006-0655, January 2006.

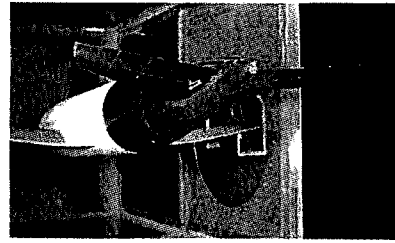
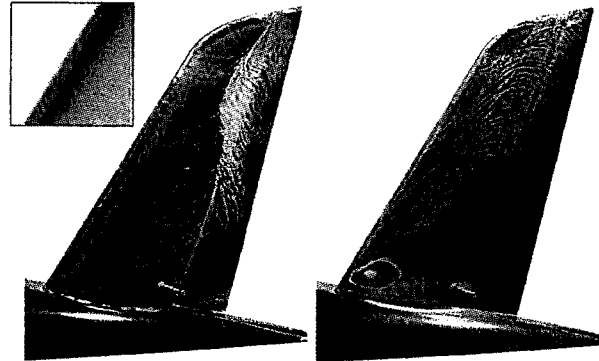
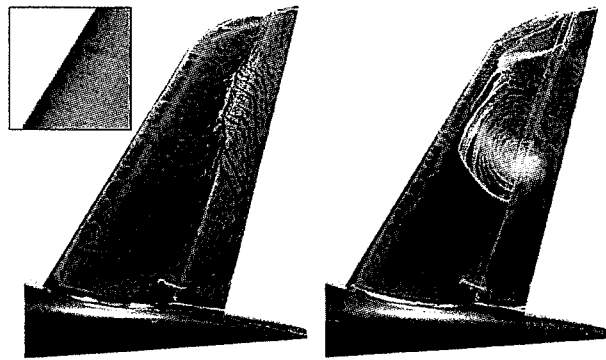


Bild 1: Modell im Windkanal MUB des ISM, Ansicht auf das Leitwerk



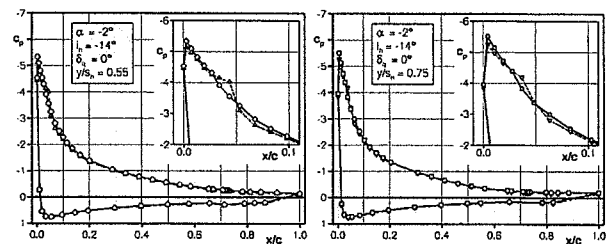
a) $\alpha = -2^\circ$, $i_h = -14^\circ$, $\delta_q = 0^\circ$ b) $\alpha = -2^\circ$, $i_h = -16^\circ$, $\delta_q = 0^\circ$

Bild 2: Überziehverhalten bei natürlicher Transition



a) $\alpha = -2^\circ$, $i_h = -14^\circ$, $\delta_q = 0^\circ$ b) $\alpha = -3.1^\circ$, $i_h = -16^\circ$, $\delta_q = 0^\circ$

Bild 3: Überziehverhalten bei künstlich beeinflusster Transition



a) innerer Schnitt bei $y/s_h=0.55$ b) äußerer Schnitt bei $y/s_h=0.75$

Bild 4: Profildruckverteilungen am Leitwerk etwa $\Delta\alpha=2^\circ$ unterhalb $c_{d,max}$

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügeltechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Jan Himisch*

Tel.: 0531/295-2456

Fax.: 0531/295-2320

Email: Jan.Himisch@dlr.de

Institution: *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

*Aero Design & Data Domain, Airbus Deutschland GmbH, Bremen

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Weitere Partner: Karl-Heinz Horstmann*, Thomas Streit*, Carsten Liersch*, Frank Theurich*

Thema:

Modifikation von Flügelendformen an einem Verkehrsflugzeug: Teil 1 Entwurf und Analyse

Ausgangssituation:

An einem zweistrahligen Verkehrsflugzeug, sollten die aerodynamischen Möglichkeiten einer typischen Nachrüstung von Flügelendformen im Reiseflug untersucht werden. Als Randbedingungen wurden eine maximale Spannweite und eine zulässige Erhöhung des Wurzelbiegemomentes im Reiseflug als nutzbare strukturelle Reserve vorgegeben.

Ziel:

Hauptziel war möglichst große Reduktion des Gesamtwiderstandes unter Einhaltung der vorgegebenen Randbedingungen.

Dabei wurden verschiedenartige Flügelendformen auf ihre Vor und Nachteile untersucht, um so das Verständnis für die auftretenden Strömungseffekte zu verbessern.

Eine Parameterstudie Pfeilung, V-Stellung, Einstellwinkel, Flügeltiefe etc. sollte Aufschluss über die Auswirkung der verschiedenen Geometrien auf die Gesamtbilanz liefern.

Lösungsweg:

- 1) Vorentwurfsuntersuchungen an verschiedenen Flügelendformen mit Hilfe eines Traglinienverfahrens [1] für eine Vielzahl von geometrischen Parametern mit breiten Wertebereichen zur Untersuchung des Einflusses der Geometrie auf den induzierten Widerstand in Abhängigkeit vom Biegemoment, siehe Bild 1.
- 2) Auswahl viel versprechender Flügelendformen und Durchführung detaillierter Strömungsanalysen mit hoher Netzauflösung mit CFD-Verfahren TAU [2].
- 3) Durchführung lokaler Modifikationen zur Reduzierung des Wellenwiderstandes
- 4) Abschließende Analysen der verschiedenen Konfigurationen hinsichtlich ihrer Wirksamkeit und ihrer zusätzlichen Strukturbelastungen bei verschiedenen Flügellasten.

Ergebnis:

Es konnte eine Vielzahl von Parameter und deren Einfluss auf die Strömung untersucht werden. Dabei wurden sowohl klassische Winglets wie auch stärker gefeilte und nach oben geführte Flügelspitzen („Shark Fin“) untersucht. Es zeigt sich, dass durchaus Widerstandsreduzierungen in der Größenordnung bis 5% erreichbar sind. Dabei müssen zusätzliche Wurzelbiegemomente des Flügels in ähnlicher Größenordnung in Kauf genommen werden.

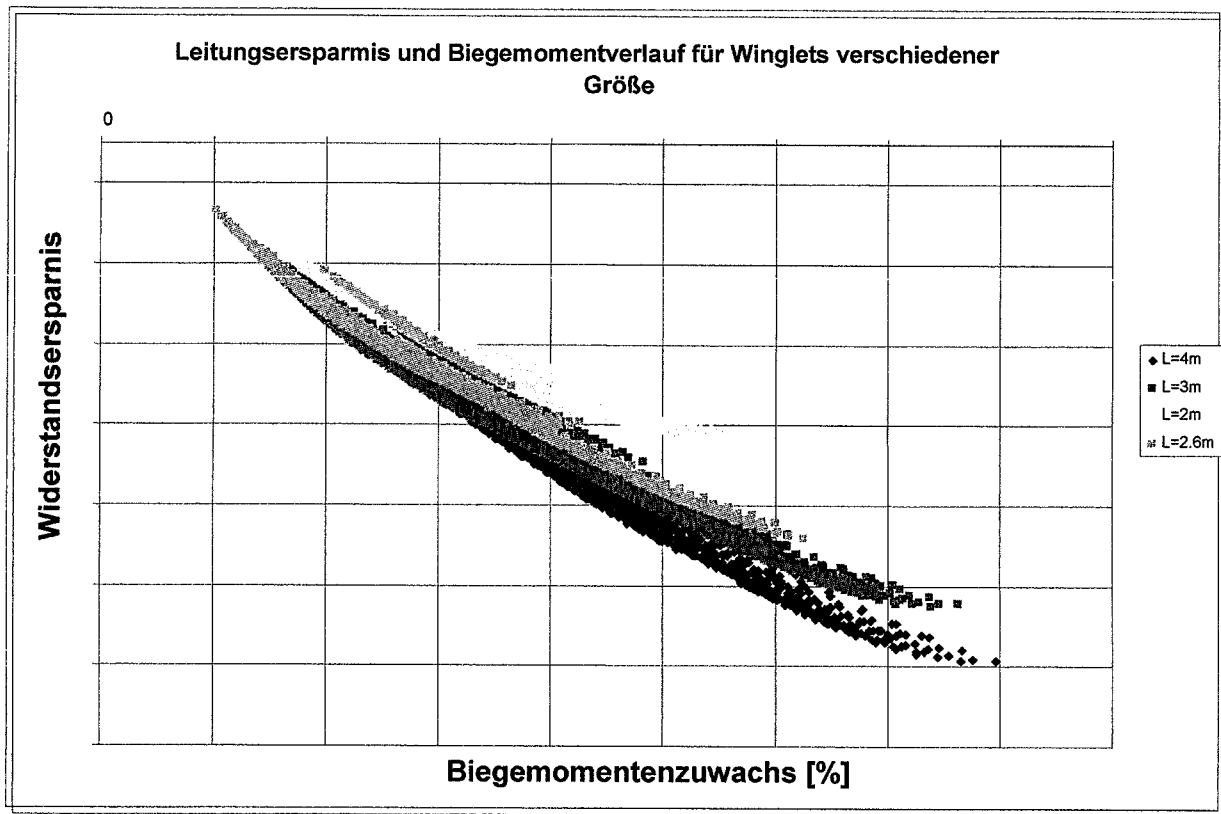


Bild 1: Die Ergebnisse der Auswertung einer Parameterstudie. Jeder Punkt steht für eine Parametervariation. Hier zusammengefasst unter dem dominierenden Parameter der Winglethöhe.

Literatur:

- [1] Horstmann, K.H., Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für den Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen, Dissertation, Technische Universität Braunschweig, 1986
- [2] Kroll, N.; Fassbender J.K. [Hrsg.]: MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 89, Springer Verlag, Closing Preparation DLR Project MEGAFLOW, Braunschweig (de), 10.-11.12.2002, ISBN 3-540-24383-6.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologien

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Ralf Hörnschemeyer, Univ.-Prof. Rolf Henke

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 7, 52062 Aachen

Telefon: 0241-8096802

Telefax: 0241-8092233

e-mail : hoernschemeyer@ilr.rwth-aachen.de

weitere Partner:

Thema: Aktive Beeinflussung des Wirbelnachlaufs eines Rechteckflügels durch Winglets und Querruder

Ausgangssituation:

Die Gefahr des Wirbelnachlaufs für nachfolgende Flugzeuge ist ein nicht zu unterschätzendes Problem. Vorgeschriebene Sicherheitsabstände minimieren das Risiko, begrenzen aber gleichzeitig die Kapazitäten vieler Großflughäfen. Die vergangenen Jahre zeigen jedoch weltweit ein starkes Anwachsen des Luftverkehrsaufkommens, dessen anhaltender Trend auch für die nahe Zukunft prognostiziert wird.

Ziel:

Das Ziel vieler Forschungsarbeiten ist es deshalb, die Kapazitäten von Flughäfen zu steigern. Eine Möglichkeit, dies zu erreichen, ist die Verkürzung der vorgeschriebenen Sicherheitsabstände, so dass Start- und Landefrequenzen erhöht werden können. Hierfür muss allerdings sichergestellt sein, dass diese Verkürzung nicht mit einer Erhöhung der Gefahr für nachfolgende Flugzeuge einhergeht. Das Ziel dieser Arbeit ist es, den Wirbelnachlauf durch aktive Maßnahmen zu destabilisieren und damit Voraussetzungen für eine mögliche engere Staffe- lung der Flugbewegungen an Flughäfen zu schaffen

Lösungsweg:

In dieser Arbeit wird der Lösungsweg verfolgt, Steuerflächen aktiv zur Beeinflussung des Wirbelnachlaufs zu nutzen. Hierzu wird der Wirbelnachlauf eines Rechteckflügelmodells mit NACA 0014 Profil experimentell mit der Particle Image Velocimetry (PIV) Technik bis zu 50 Spannweiten hinter dem Modell im Wasserschleppkanal untersucht. Das Modell ist mit Querrudern ausgerüstet und verfügt über Winglets mit hierin integrierten Rudern. Sowohl die Querruder, als auch die Wingletruder lassen sich über einen Elektromotor ansteuern und in oszillierende Bewegungen versetzen.

Der Wirbelnachlauf ist von sich aus instabil und zerfällt nach einer gewissen Zeit. Die zusätzliche gezielte Anregung der inhärenten Instabilität durch oszillierende Ruder soll den Zerfallsprozess beschleunigen, um so einen kürzeren gefahrfreien Bereich für nachfolgende Flugzeuge zu erreichen.

Als Maß für die Gefährdung wird das durch den Wirbelnachlauf induzierte maximale Rollmoment auf ein Folgeflugzeug herangezogen. Die Rollmomente können dabei mit Hilfe der PIV für diskrete Ebenen hinter dem Modell ermittelt und so der Momentenverlauf als Funktion des Abstandes zum Modell bestimmt werden.

Ergebnis:

Innerhalb des Projekts "IHK Innovative Hochauftriebs-Konfigurationen" im Rahmen von LuFo III wurden Nachlaufuntersuchungen am Rechteckflügel (Abb. 1) mit stationär ausgeschlagenen Rudern und oszillierenden Wingletrudern durchgeführt [1]. Abb. 2 zeigt ein Ergebnis mit um 10° ausgeschlagenen Wingletrudern und um 20° ausgeschlagenen Querrudern. Als Referenz ist in Abb. 2 ebenfalls die "clean"-Konfiguration mit nicht ausgeschlagenen Rudern dargestellt. Die auf ein Folgeflugzeug induzierten Rollmomente liegen im Fall der ausgeschlagenen Ruder deutlich unter denen der Referenzkonfiguration. Das 40 Spannweiten hinter dem Modell auf ein Folgeflugzeug induzierte Rollmomentenniveau der "clean"-Konfiguration wird mit einer geeigneten Rudervoreinstellung bereits nach 25 Spannweiten erreicht. Mittels einer Stabilitätsanalyse wurden Oszillationsfrequenzen der Wingletruder bestimmt, die ein weiteres Anfachen der Instabilitäten erwarten lassen.

Zur Verbesserung der damit erzielten Ergebnisse wurde das Modell erweitert, so dass zusätzlich zu den Wingletrudern auch die Querruder oszillierende Bewegungen durchführen können. Dabei wurde von den in [2] gewonnen Erkenntnissen ausgegangen

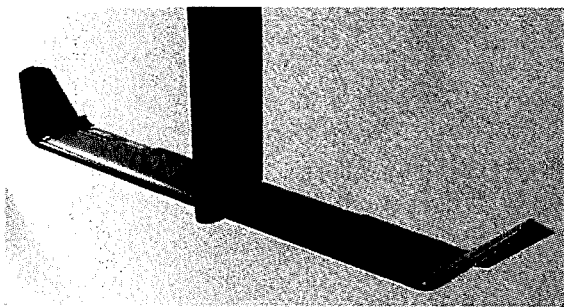


Abb. 1: Modell mit Querrudern und Wingletrudern

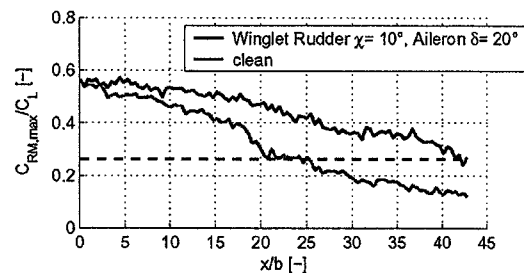


Abb. 2: Verlauf der Rollmomentenbeiwerte über Spannweiten hinter dem Modell bei Anstellwinkel 11° [1].

Literatur:

- [1] S. Kauertz, G. Neuwerth: Nachlaufbeeinflussung eines Tragflügels durch aktive Winglets. DGLR-Symposium "Nachbar Flughafen", Bremen, 2004.
- [2] S. Haverkamp, G. Neuwerth, D. Jacob: Active and passive vortex wake mitigation using control surfaces, Aerospace, Science and Technology, Nr. 9, 5-18, 2005.

weiteres Vorgehen:

Weiterführende experimentelle und theoretische Untersuchungen sollen zeigen, ob der bereits beobachtete beschleunigte Rollmomentenabfall durch nun auch oszillierende Querruder weiter beschleunigt werden kann. Dabei sollen Wingletruder und Querruder in Gegenphase oszillieren, um Auftriebsschwankungen zu vermeiden. Eine geeignete Oszillationsfrequenz wird wieder mittels einer theoretischen Stabilitätsanalyse gefunden, bei der das direkt hinter dem Modell im Schleppkanal gemessene Wirbelsystem als Eingangsgröße dient.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Airbus Deutschland GmbH

Dept. Aerodynamic Design and Data Domain

Ansprechpartner: Anil Mertol, Markus Fischer

Institution: Technische Akustik, DLR Braunschweig / Airbus Deutschland GmbH

Airbus Deutschland GmbH

Dept. Aerodynamic Design and Data Domain

Hünefeldstrasse 1-5

28199 Bremen

Telefon: +49 421 538 5875, Mertol

+49 421 538 6248, Fischer

Telefax: +49 421 538 2267

e-mail : Anil.Mertol@airbus.com

Thema: Ein Verfahren zum Entwerfen von Bremsklappen für Steilabstieg

Ausgangssituation: Beim Landeanflug eines Flugzeugs wird dessen Geschwindigkeit auf einen möglichst geringen Wert reduziert, um die erforderliche Länge der Landebahn zu beschränken. Des weiteren ist es erstrebenswert den lärm betroffenen Bereich durch einen steilen Landeanflug zu minimieren.

Ziel: Hierfür ist ein hoher Auftriebsbeiwert erforderlich, um einen langsamen Anflug realisieren zu können. Zur Erzielung eines steil und langsam geflogenen Anflugpfades sind neben den dafür notwendigen Hochauftriebssystemen auch wirkungsvolle Bremsvorrichtungen erforderlich. Diese Bremsvorrichtungen erhöhen im Idealfall ausschließlich den Luftwiderstand des Flugzeugs und beeinflussen weder den Auftrieb, noch das Nick-, Roll- oder Giermoment des Flugzeugs. Zusätzlich, um die Lärmbelastung weiter einzuschränken, sollten die Bremsvorrichtungen möglichst wenig zusätzlichen Quellaärm verursachen.

Lösungsweg: Diese Aufgabe wird durch mindestens eine Bremsklappe gelöst, die am Rumpf des Flugzeugs in einem Bereich über den Flügeln des Flugzeugs angeordnet ist.

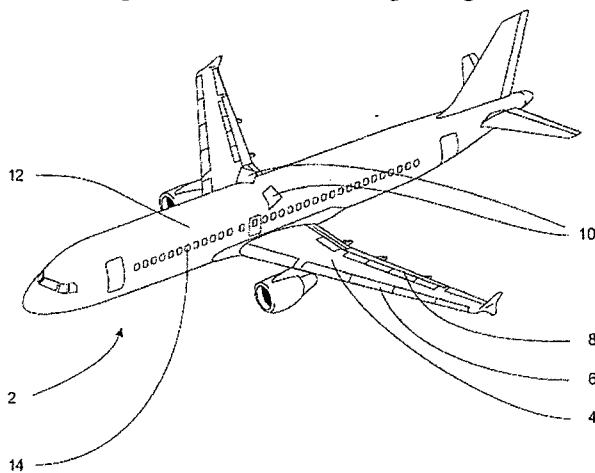
Diese Bremsklappen („Dorsal Airbrakes“) sind innerhalb eines Bereichs am Flugzeugrumpf angeordnet, in dem ein hoher dynamischer Druck der Luftströmung vorherrscht. Ein geeignetes Feld hohen dynamischen Drucks zur Anbringung dieser Vorrichtungen befindet sich bei konventionellen Verkehrsflugzeugen beispielsweise über der rumpfnahen Niederdruckseite der Flugzeugflügel, auf der die Luftströmung beschleunigt wird. Durch Anordnen der Bremsklappen auf dem Rumpf in diesem Bereich wird der dynamische Druck der Luftströmung verringert. Die hierfür aufgebrauchte Energie wird der kinetischen Energie des Flugzeugs entzogen.

Die nachfolgende Ausführung beschreibt zunächst die Druckwiderstandserhöhung durch Betätigung der Dorsal Airbrakes: Die Änderung der Druckverteilung in Hochauftriebskonfiguration durch diese Art der Vorrichtung bewirkt ein abnickendes Moment

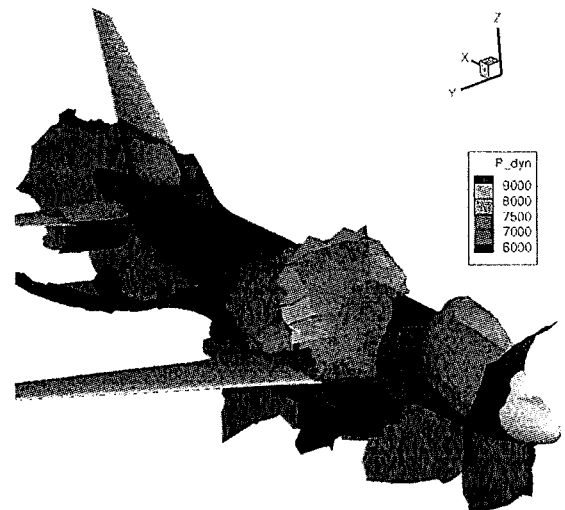
(negativer Nickmomentenbeitrag wegen der Druckverteilungsänderung). Durch die Anströmung der Bremsklappen entsteht zusätzlich ein aufnickendes Moment (positiver Nickmomentenbeitrag wegen des Widerstands). Diese beiden Nickmomentenbeiträge gleichen

sich durch eine entsprechend gewählte exakte Positionierung der Bremsklappen am Flugzeug aus. Zusätzlich kann durch eine ideale Positionierung der Bremsklappen auf dem Flugzeug auch der induzierte Widerstand des Flugzeugs erhöht werden, was in Kombination mit der zuvor beschriebenen Druckwiderstandserhöhung zu einer weiter erhöhten Bremswirkung führt. Die Bremswirkung der Dorsal Airbrakes beeinflusst die Flügelumströmung und damit die Hochauftriebsklappen deutlich weniger als eine herkömmliche Spoileranordnung. Die Änderung der Druckverteilung kann demnach sowohl den Widerstand erhöhen als auch den Auftriebsverlust verringern.

Ergebnis: Im Laufe des HIREX Programms werden im DNW (Deutsch-Niederländischer Windkanal) unterschiedliche Bremsklappen getestet. Als erwartet worden, die Bremsklappen die auf dem Rumpf stehen ergaben wenig Auftriebsminderung. Die Dorsal Airbrakes erzeugten höchsten Widerstand im Vergleich zur anderen Bremsklappen. Die Dorsal Airbrakes verändern das Lärmspektrum der Realkonfiguration nicht wesentlich – lediglich eine geringe Erhöhung ist feststellbar. Auch die Erhöhung des Quelllärms durch eine geringfügig höhere Anfluggeschwindigkeit ist nicht besonders schwerwiegend. Rückschlüsse vom Modellversuch auf die Realkonfiguration hinsichtlich einer eventuell veränderten Slat-Lärm Abstrahlung sind nur sehr bedingt möglich.



Figur 1 eine perspektivische Ansicht auf ein Flugzeug mit Bremsklappen (10)



Figur 2 Dynamische Druckverteilung an einem Flugzeugrumpf

Literatur:

- Verfahren und Vorrichtung zum Erzeugen von aerodynamischem Widerstand an einem Flugzeug
Anil Mertol, Volker Cleemann, Carsten Weber, Dr. Markus Fischer, Patentanmeldung, DE 100 2006 025 752.9
- Development of Drag Increasing Devices for Steeper Final Approach to the Airport, Mertol B.A., Master Thesis, 2005, TU Braunschweig
- Aerodynamische und Akustische Untersuchung von Rumpfkappen,
Hassenpflug, M., 2006, Diplomarbeit, Hochschule Bremen
- Fluid-Dynamic Drag, Hoerner S. F., New York City, 1964
- A318 Technical Flight Evaluation at London City Airport Technical Assessment, from W.Engler, 2003
- Studien für zukünftige Flugbahnen mit innovativen Klappensystemen, ProHMSplus Technische Niederschrift, Dok. Nr: TN-EYCDD/001/04, 2004

weiteres Vorgehen:

- Vertiefte Studien zum Einfluss dieser Art von Bremsklappen auf der flugdynamische Verhalten der Flugzeuges.
- Untersuchung eines günstigen Anbauvorrichtung am Flugzeugrumpf.

Datum: 06.06.06

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: S. R.Ray; J. Ballmann

Institution: Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik; RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64; 52062 Aachen

Telefon:

e-mail: ray@lufmech.rwth-aachen.de

Thema: Adaptive Turbulent Flow Simulation for Arbitrary Mach Numbers

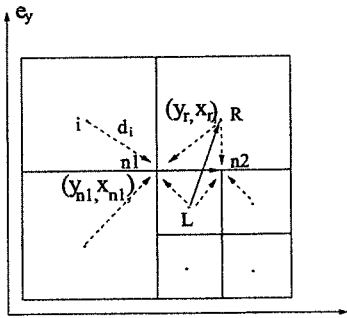
Formulation:

Turbulent flow simulations are carried out using an adaptive flow solver (*QUADFLOW*) for Mach numbers ranging from very small to transonic region with applications to cruise as well as high lift configurations.

The solver uses an implicit finite volume method on an unstructured mesh with an edge based data structure. It uses B-spline grids with a *multiscale* based adaptation criterion.

Convective fluxes are evaluated by employing an approximate Riemann solver(HLLc/AUSMDV(p)) within which the two involved states of flow data are obtained from reconstructing cell-centered variables with gradients computed by the Green-Gauss method. Monotonicity is enforced by applying Venkatkrishnan's limiter.

The following method of computing the *diffusive flux* and its coressponding Jacobian has been found to be more robust such that comparatively larger CFL number can be used during temporal evolution.



$$w_{n1} = d_{n1} \sum_{i=1}^{n1} \frac{w_i}{d_i},$$

$$\frac{\partial w}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial w}{\partial y} \Delta y = \Delta w,$$

$$\frac{\partial w}{\partial x} = \frac{(w_{rl} y_{n21} - w_{n21} y_{rl})}{D},$$

$$\frac{\partial w}{\partial y} = \frac{(w_{n21} x_{rl} - w_{rl} x_{n21})}{D},$$

Where $D = x_{rl} y_{n21} - y_{rl} x_{n21}$,

Cell to node interpolation and $w_{rl} = w_r - w_l$,
formulation of a two system of $y_{n21} = y_{n2} - y_{n1}$,
equations $x_{rl} = x_r - x_l$

$$J = \frac{\partial F_v}{\partial Q} = \frac{\partial F_v}{\partial w_v} \frac{\partial w_v}{\partial w} \frac{\partial w}{\partial Q}$$

$$w_v = \text{func}\left(\frac{\partial w}{\partial x}, \frac{\partial w}{\partial y}\right)$$

$$\frac{\partial}{\partial w_l} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right) = \frac{-y_{n21} - y_{rl} \left(\frac{d_{n2}}{d_2} - \frac{d_{n1}}{d_1} \right)}{D}$$

$$d_{n1} = \frac{1}{\sum_{i=1}^{n1} \frac{1}{d_i}}, d_{n2} = \frac{1}{\sum_{i=1}^{n2} \frac{1}{d_i}}$$

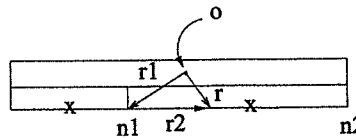
F_v, w, Q are diffusive flux, primitive state vector and conservative state vector. d_i is the distance of the node from the cell center. n^1 and n^2 are the number of neighbour cells surrounding nodes $n1$ and $n2$.

Computations have been performed using Spalart-Allmaras' one equation model and using the same model with modification for Detached Eddy Simulation(DES) to effectively capture the large scales of turbulence. Special care is taken to compute the wall distance in the presence of a highly stretched adapted grid.

$$\vec{r} = \vec{r}_1 + \sigma \vec{r}_2$$

$$|\vec{r}|^2 = (\vec{r}_1^2 + \sigma^2 \vec{r}_2^2 + 2\sigma \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)$$

$$|\vec{r}| \text{ is minimum when } \sigma = \frac{-(\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)}{\vec{r}_2^2}$$



Position vector diagram of the closest point on the wall

For DES, the wall distance has been modified according to $d_w = \min(d_w, 0.65 \times \max(\Delta x, \Delta y))$. This results in increasing the dissipation at a larger distance from the wall. The original model is proven by Spalart to be reduced to Smagorinsky LES model in the outer region. In order to prohibit this to enter the nearer wall region where the grid is specifically designed to capture the variation in the mean flow rather than small turbulent scales, a boundary limit is prescribed for the modification. The dimensional characteristic of the grid at a relatively larger distance

from the wall should be detected by the flow which is usually comprised of relatively larger and isotropic scales. As QUADFLOW uses adaptivity, the grid is automatically refined in those regions and can capture the high energy turbulent scales which are dimensionally similar to scales of the mean flow and interacting with it. The grid refinement is also accomplished in the complete boundary layer region.

Temporal evolution is computed using the first order accurate implicit Batten-Leschziner scheme. System of linear equations arising from the Newton linearisation is solved with ILU preconditioned GMRES(PETSc). A low Mach preconditioner originally developed by Weiss and Smith helps in improving flow solution in the low Mach number region. Currently a universal wall function method is tried to be implemented in the solver to accurately simulate turbulent flows avoiding extremely high grid resolution in the boundary layer following a paper of Tobias Knopp.

2 Results

(a) Flow over BAC 3-11/RES/30/21 profile, $M_\infty = 0.197$, $\alpha = 20.18^\circ$, $Re = 3.52 \times 10^6$

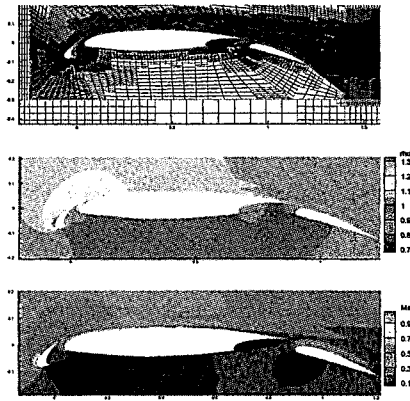


Figure 1: Adapted grid and flow solution, 6 adaptations

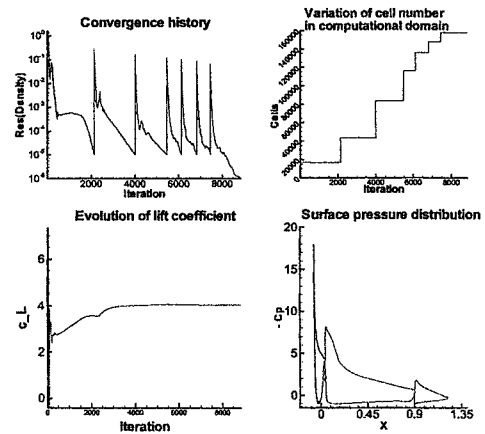


Figure 2: Convergence history, Lift history and final pressure coefficient distribution

(b) Examples using DES(Fig. 3) and low Mach number preconditioning(Fig. 4)

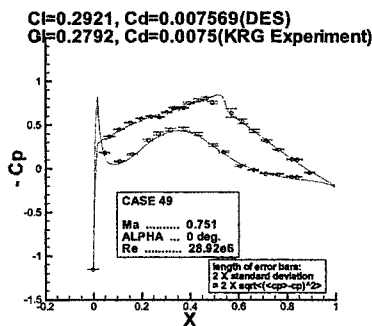


Figure 3: Comparison of DES result with experimental data, SFB401 reference profile

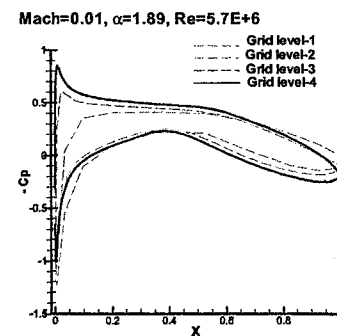


Figure 4: Surface pressure distribution over RAE2822 profile matching with Turkel's result

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: K. Richter*, G. Dargel**, S. Koch*, W. Kuczmann**, H. Rosemann*

Institution: *DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
**Airbus Deutschland GmbH,
Abteilung EGAG Aerodynamic Design & Data

Adresse: *Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen
**Hünefeldstr. 1-5, 28183 Bremen

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

Georg Dargel
Telefon: 0421/538-2371
Telefax: 0421/538-2267
e-mail : georg.dargel@airbus.com

Thema: **High-Reynolds-Number Design of a Wing Section Including Control of Boundary Layer Properties**

Ausgangssituation:

Beim aerodynamischen Entwurf eines Tragflügels für moderne Transportflugzeuge kommt dem Entwurf des Außenflügelbereichs eine besondere Bedeutung zu. Das Ablöseverhalten in diesem Flügelbereich kann die Wirksamkeit des Querruders und sogar die Flugstabilität des gesamten Transportflugzeugs zum Teil deutlich beeinträchtigen. In der Vergangenheit wurde der aerodynamische Flügelentwurf in der Regel für niedrige Reynoldszahlen durchgeführt, da die Verifikation des Entwurfs durch Windkanalexperimente nicht bei Flug-Reynoldszahlen stattfinden konnte. Da das Ablöseverhalten bekanntermaßen stark Reynoldszahl-abhängig ist, wurde demzufolge bisher nicht die volle aerodynamische Leistungsfähigkeit des Außenflügelbereichs ausgenutzt.

Im Rahmen des „LuFo III“-Projekts „High Lift Configurations“ (HiCon) soll daher ein neuartiger, aerodynamischer Entwurf eines zweidimensionalen Profilschnitts für den Einsatz im Außenflügelbereich erstmalig bei Flug-Reynoldszahlen stattfinden.

Ziel:

Das Ziel dieser Arbeit ist der Entwurf verschiedener zweidimensionaler Profile für den Einsatz im Außenflügelbereich eines modernen Tragflügels für hohe Reynoldszahlen unter gezielter Berücksichtigung des Grenzschichtzustandes.

Lösungsweg:

Der Profilentwurf wurde in Form einer Multipunkt-Optimierung für unterschiedliche Entwurfspunkte im subsonischen und transsonischen Anström-Machzahlbereich durchgeführt. Zur Optimierung wurde das kommerzielle Optimierungsverfahren Pointer® zusammen mit dem bei Airbus Deutschland entwickelten Aerodynamikmodul AeroOpt eingesetzt. Als Strömungslösungsverfahren wurde ein gekoppeltes Euler/Grenzschicht-verfahren verwendet.

Die Berücksichtigung des Grenzschichtzustandes erfolgte durch die Betrachtung des Grenzschicht-Formfaktors H_{12} . Der Formfaktor H_{12} ist definiert als das Verhältnis von Verdrängungsdicke δ_1 zu Impulsverlustdicke δ_2 . Er gibt in vereinfachter Form Auskunft über die Völligkeit des Grenzschichtprofils und lässt Aussagen über die Ablöse neigung der Grenzschicht zu. Die Auswertung des Formfaktors an der Profilhinterkante und des gesamten Formfaktorverlaufs auf der Profiloberseite wurde in das Aerodynamikmodul AerOpt implementiert. Darüber hinaus wurden Zielfunktionen erarbeitet, die für alle Entwurfspunkte neben den aerodynamischen Beiwerten auch die Grenzschichtzustände berücksichtigen und damit die Kontrolle der Grenzschichtentwicklung zulassen.

Ergebnis:

Im Rahmen des Profilentwurfs wurden verschiedene zweidimensionale Profilkonturen mit nahezu gleicher aerodynamischer Leistungsfähigkeit für eine Flug-Reynoldszahl von $Re = 20e6$ entwickelt. Unter Konstanthaltung des Formfaktors der Oberseitengrenzschicht an der Profilhinterkante wurden Profile mit unterschiedlichen Verläufen des Formfaktors und damit unterschiedlichem Strömungsverhalten realisiert. Abbildung 1 zeigt exemplarisch einen typischen Verlauf des Formfaktors H_{12} für einen Profilentwurf bei transsonischer Anströmung mit fixierter Transition bei $x/c = 6\%$.

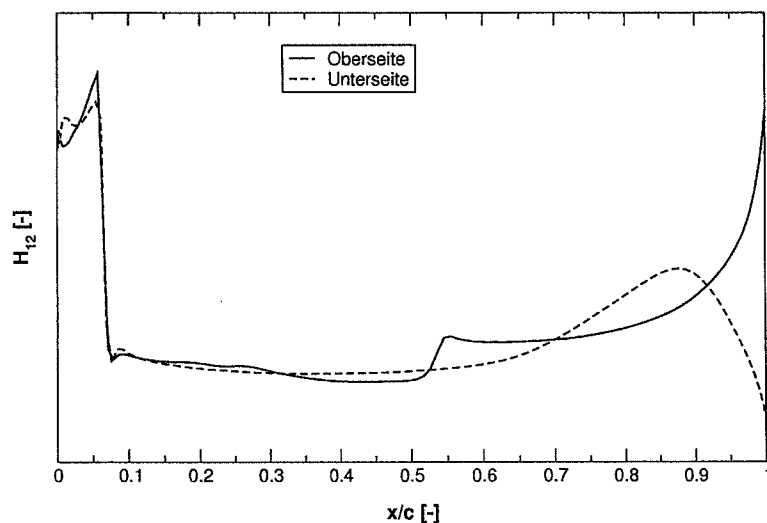


Abb. 1: Verlauf des Formfaktors H_{12} auf Ober- und Unterseite eines entworfenen Profilschnitts bei transsonischer Anströmung

Die auf diese Weise entworfenen Profilschnitte wurden hinsichtlich ihrer aerodynamischen Leistungsfähigkeit in Abhängigkeit von der Reynoldszahl bewertet. Darüber hinaus wurde auch ihr Ablöseverhalten bei unterschiedlichen Reynoldszahlen untersucht.

weiteres Vorgehen:

Zur Validierung des neuartigen aerodynamischen Entwurfs werden im Rahmen von HiCon Windkanalmessungen bei hohen Reynoldszahlen an den neuen Profilgeometrien im DNW-KRG durchgeführt. Darüber hinaus wird eine Nachrechnung der Experimente mit dem DLR-TAU Code stattfinden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: Sven Schmid, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Deutsches SOFIA Institut, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik,
Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart

Telefon: (0711)685-63412

Telefax: (0711)685-63438

e-mail: Schmid@dsi.uni-stuttgart.de

weitere Partner: SOFIA-Projektpartner, DLR, NASA

Thema: Simulation der instationären Strömung um das Stratosphärenobservatorium SOFIA

Ausgangssituation:

Im Rahmen des amerikanisch-deutschen Forschungsprojektes SOFIA (Stratospheric Observatory For Infrared Astronomy) wurde eine Boeing 747-SP beschafft und umgebaut, und mit einem Infrarot-Teleskop zur astronomischen Fernerkundung ausgerüstet. Das Teleskop befindet sich im abgeschotteten hinteren Rumpfsegment und ist während der Beobachtung mit der freien Atmosphäre verbunden. Die Überströmung von Hohlräumen (Cavities) ist im Allgemeinen gekennzeichnet durch selbsterregte Druckfluktuationen, im Falle der SOFIA-Flugzeugkonfiguration wird durch diese Störungen die Teleskopstruktur zu unerwünschten Schwingungen angeregt. Basierend auf Windkanaluntersuchungen wurden von der NASA passive Maßnahmen zur Strömungsbeeinflussung getroffen, um diese Druckfluktuationen zu reduzieren.

Ziel:

Am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart werden detaillierte URANS-Simulationen zur Berechnung der Strömung um die Flugzeugkonfiguration mit dem installierten Teleskop durchgeführt (siehe Abb. 1). Die numerische Strömungssimulation erlaubt im Vergleich zum Windkanalversuch die Betrachtung aller Strömungsgrößen an beliebigen Stellen des Strömungsfeldes. Dank dieser zusätzlichen Information gegenüber dem Windkanalversuch ist ein tieferes Verständnis von den beteiligten Strömungsphänomenen möglich. Diese Erkenntnisse lassen sich zum Beispiel bei der Festlegung der optimalen Positionen der Drucksensoren für den Flugversuch verwenden, Druckaufnehmer können damit an repräsentativen Stellen auf der Teleskopstruktur positioniert werden, wo sie möglichst viel Information über die Strömungssituation liefern. Weiterhin können mit Hilfe der numerischen Simulation die Skalierungsgesetze überprüft werden, die als Grundlage für die Umrechnung der Windkanaldaten auf den Flugfall dienen.

Lösungsweg:

Die Überströmung von Hohlräumen ist in vielen Fällen durch eine Feedback-Kette gekennzeichnet, die zu selbsterregten Druckfluktuationen führt. Kleinste Störungen werden in der Scherschicht oberhalb der Cavity stromab konvektiert und dabei angefacht. Mit dem Auftreffen dieser Störungen auf der Cavity-Hinterkante werden Druckwellen angefacht, die sich innerhalb und außerhalb der Cavity entgegen der Strömungsrichtung ausbreiten und wiederum die Scherschicht anregen. Beträgt die Phasendifferenz entlang dieses Pfades ein Vielfaches von 2π , so werden diese Frequenzen verstärkt angeregt. Diese im Druckspektrum deutlich erkennbaren Peaks wurden von Rossiter [1] erstmals untersucht und werden „Rossiter-Moden“ genannt. Liegt nun die Frequenz einer akustischen Eigenmode im Bereich einer Rossiter-Mode, kann es unter Umständen zur Kopplung der beiden Phänomene und zu einer deutlichen Erhöhung des Fluktuationslevels kommen. Am IAG wurden die akustischen Eigenmoden der Cavity mit Hilfe der Software NGSOLVE von Joachim Schöberl von der

Universität Linz berechnet. Grundlage dieser Berechnungen sind die Helmholtzgleichungen, welche die Ausbreitung akustischer Wellen beschreiben.

Instationäre CFD-Simulationen wurden zuerst an einer an SOFIA angelehnten und stark vereinfachten Geometrie durchgeführt. Hierbei wurde auf die Elemente zur Stabilisierung der Scherschicht und bzw. zur Kontrolle der Strömung im Innenraum verzichtet. In einer zweiten Untersuchung wurde die numerische Simulation der Umströmung der SOFIA-Gesamtkonfiguration (inklusive Teleskopstruktur) vorgenommen. Die hybriden Rechengitter wurden mit der kommerziellen Software GRIDGEN erstellt, als Strömungslöser kam Tau (DLR, ME-GAFLOW) zum Einsatz.

Ergebnis:

Basierend auf den Ergebnissen der URANS-Simulationen wurden Druckspektren an verschiedenen Positionen innerhalb des Teleskopschachts der vereinfachten Geometrie ohne Strömungsbeeinflussungsmaßnahmen erstellt. Die im Inneren der Cavity errechneten Druckspektren deuten auf das Vorhandensein der 2. und der 4. Rossitermode hin, was durch den Phasenplot entlang des Feedback-Pfades gestützt wird. Die Berechnung der akustischen Eigenschaften der Rumpfcavity mit dem Finite-Element-Löser NGSOLVE ergab eine Übereinstimmung der 1. akustischen Resonanzfrequenz in longitudinaler Richtung mit der Frequenz der zweiten Rossitermode.

Die Ergebnisse der URANS-Strömungssimulation an der SOFIA-Gesamtkonfiguration liefern Einblicke in die komplexe Strömungssituation. Einzelne Peaks der Druckspektren, erstellt an ausgewählten Punkten innerhalb der Cavity, lassen sich auch hier als Rossitermoden identifizieren. Es wurden ebenfalls Rechnungen mit NGSOLVE durchgeführt und die charakteristischen Eigenformen der Akustik berechnet.

Die SOFIA-Gesamtkonfiguration mit den von der NASA entwickelten Beeinflussungsmaßnahmen zeigt eine deutliche Verbesserung der Strömungsverhältnisse gegenüber der abstrahierten Rumpfgeometrie ohne Strömungsbeeinflussungsmaßnahmen.

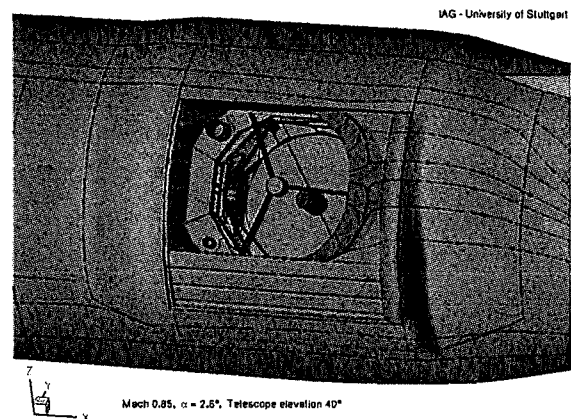


Abbildung 1: SOFIA-Flugzeugkonfiguration

Literatur:

- [1] Rossiter J. E.: *Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds*, R. & M., Ministry of Aviation, No. 3438, pp. 1-32, London 1966.
- [2] Forestier N., Laurent J., Jacquin L., Geffroy P. *The mixing layer over a deep cavity at high-subsonic speed*, Journal of Fluid Mechanics, vol 475, pp. 101-145, 2003.

weiteres Vorgehen:

In weiteren CFD-Studien soll untersucht werden, inwiefern sich die Strömungsverhältnisse innerhalb des Teleskopschachts noch mittels aktiver oder passiver Maßnahmen verbessern lassen. Zur genaueren Erfassung der turbulenten Vorgänge innerhalb der Scherschicht ist die Durchführung von DES-Rechnungen geplant.

Das Vorhaben wird unter dem Förderkennzeichen 50 OK 0401 auf Veranlassung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) mit Mitteln des Bundesministeriums für Bildung und Forschung (BMBF), des Landes Baden-Württemberg und der Universität Stuttgart durchgeführt. Die Verantwortung für den Inhalt liegt beim Autor.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik & Aeroakustik Hochauftriebsentwurf

Ansprechpartner: Daniel Schulze, Dr. Burkhard Gölling

Institution: Airbus Deutschland

**Adresse: Hünefeldstraße 1-5
28199 Bremen**

Telefon: 0421-538-7267

Telefax: 0421-538-2267

e-mail: daniel.schulze@airbus.com

weitere Partner: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Thema: Aeroakustische Analyse von Hochauftriebssystemen unter Berücksichtigung der aerodynamischen Performance.

(English: Aeroacoustic analysis of high-lift device systems wrt aerodynamic performance)

Ausgangssituation:

Im Dezember 2005 wurde von Airbus Deutschland im Airbus-eigenen Windkanal LSWT in Bremen verschiedene Hochauftriebssysteme an einem A320-Halb-Modell getestet (siehe Abbildung 1). Gemessen wurden sowohl Kraft-Daten (vollständige Polaren) als auch Akustik-Daten mittels eines Mikrophon-Arrays. Die akustische Messung der Konfigurationen erfolgte für fünf verschiedene Anstellwinkel und für ausgewählte Konfigurationen auch bei sechs verschiedenen Geschwindigkeiten. Als Basisdaten der akustischen Auswertung dienten die Schallspektren für bestimmte Integrationsgebiete (siehe Abbildung 2).



Abbildung 1: Halbmodell in Messstrecke

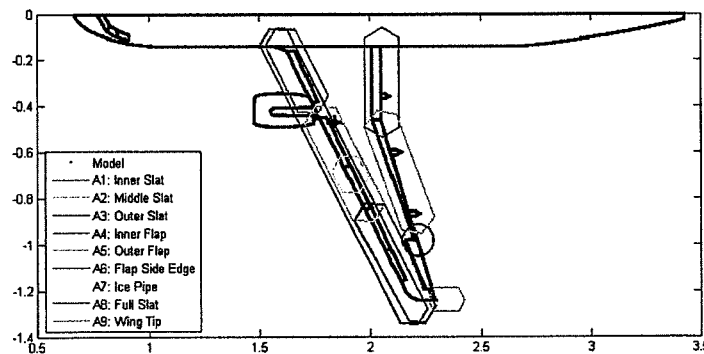


Abbildung 2: Integrationsgebiete für akustische Auswertung

Ziel:

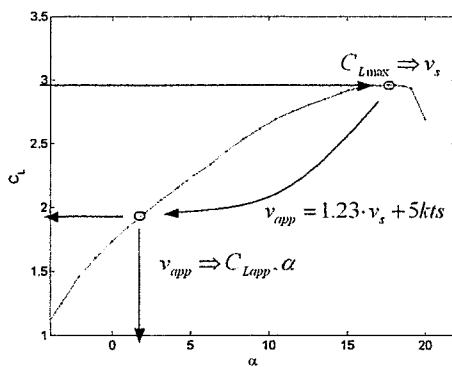
Eine aeroakustische Untersuchung der einzelnen Hochauftriebssysteme inklusive der Abhängigkeit des Schalldruckpegels von der Geschwindigkeit. Die Hochauftriebssysteme sollen unter aerodynamisch sinnvollen Randbedingungen bewertet werden. Durch niedrige Triebwerks-Drehzahlen und voll ausgefahrenen Hochauftriebssystem ist dies vor allem im Landeanflug von Bedeutung.

Lösungsweg:

Basierend auf den maximalen Auftriebsbeiwerten und eines angenommenen Fluggewichtes wird für jede Konfiguration der aerodynamisch sinnvolle Flugzustand ermittelt (siehe Abbildung 3). Dieses Verfahren orientiert sich sowohl an den für die Zulassung zu erfüllenden Regularien (FAR 25) als auch an den Vorgaben der Fluglinien.

Durch eine Klassifizierung der Devices in aeroakustisch ähnliche Hochauftriebssysteme lassen sich neue Kombinationen der gemessenen Hochauftriebssysteme modellieren. Somit ist es möglich deren Geschwindigkeitsabhängigkeit abzuschätzen. Der Einfluss der Anstellwin-

keländerung auf den Gesamtschalldruckpegel jeder Konfiguration wird durch eine Interpolation zwischen den gemessenen Anstellwinkeln berücksichtigt. Des weiteren wird der Gesamtschalldruckpegel für jede Konfiguration bezüglich ihres modellierten Geschwindigkeitsverhaltens von der Messgeschwindigkeit auf die berechnete Anfluggeschwindigkeit skaliert. Erst diese aerodynamische Berücksichtigung erlaubt eine sinnvolle aeroakustische Bewertung von Hochauftriebskonfigurationen.



g 3: Aerodynamische Performance

Abbildungun

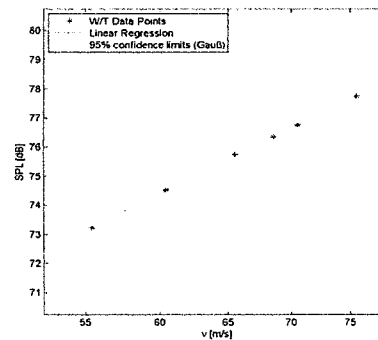


Abbildung 4:
Geschwindigkeitsabhängigkeit

Ergebnis:

Breitbandiger Vorflügel-Lärm und schmalbandiger Flap-Side-Edge-Lärm sind die dominierenden Lärmanteile bei einer konventionellen Hochauftriebskonfiguration (siehe Abbildung 5).

Spaltlose Vorderkantensysteme sind meist leiser, besitzen allerdings meist auch schlechtere aerodynamische Leistungen. Der resultierende Lärmzuwachs durch die nötige Skalierung auf die höhere Geschwindigkeit kann den direkten akustischen Vorteil bei gleicher Messgeschwindigkeit wieder egalisieren. Daher sind z.B. bestimmte Droop Nose Konfigurationen rein aeroakustisch nicht unbedingt die besten Lösungen. Die besten Ergebnisse erzielten Klappensysteme, die kleinere Spalte als der herkömmliche Vorflügel besitzen, aber vor allem durch diese Modifikationen dennoch keine großen Einbußen in der aerodynamischen Leistung haben.

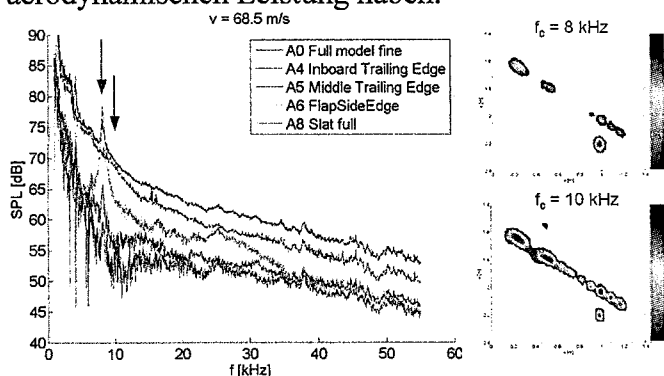


Abbildung 5: Dominierende Lärmquellen an einer konventionellen Hochauftriebskonfiguration

weiteres Vorgehen:

Für eine weitere Analyse sollte die Abhängigkeit der Lärmentwicklung vom Anstellwinkel eingehender untersucht werden. Hierbei werden vor allem zwei verschiedene Effekte erwartet: Zum einen die tatsächliche Änderung der Lärmerzeugung durch unterschiedlich starke Anregung der Lärmmechanismen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln. Dies sollte insbesondere auch für die verschiedenen Klappentypen untersucht werden. Zum anderen wird eine verschieden starke Erfassung der Lärmkeulen bei verschiedenen Anstellwinkeln durch das Mikrophon-Array vermutet, da die Richtcharakteristik des Klappensystems nicht berücksichtigt wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügeltechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Thomas Streit⁺

Tel.: 0531/295-3334

Fax.: 0531/295-2320

Email: Th.Streit@dlr.de

Institution: ⁺Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

⁺⁺Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, DLR Braunschweig

^{*}Aero Design & Data Domain, Airbus Deutschland GmbH, Bremen

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Weitere Partner:, Ralf Heinrich⁺, Bjoern Nagel⁺⁺, Jan Himisch⁺, Frank Theurich⁺

Thema: Modifikation von Flügelendformen an einem Verkehrsflugzeug: Teil 2 Einfluss der Flügeldeformation

Ausgangssituation:

Vorhanden sind die im Teil I [1] dieser Arbeit beschriebenen Entwürfe von Flügelendformen für ein zweistrahliges mittelstrecken Verkehrsflugzeug.

Ziel:

Bei einer Nachrüstungsaufgabe für transsonische Verkehrsflugzeuge mit Metallflügel wird ein Winglet im Reiseflug so ausgelegt, dass unter Berücksichtigung der Strukturreserven des Flügels die maximale Leistungsverbesserung erreicht wird. Ein weiteres wichtiges Auslegekriterium eines Winglets ist der Einfluss des Winglets auf die Flügelstruktur unter hohen Lasten (Böe, Abfangmanöver). Sowohl für den Reiseflug wie für die Lastfälle spielt die Deformation des Flügels eine wichtige Rolle. Ziel dieser Arbeit ist für die verschiedenen Flügelendformen die Bestimmung des Einflusses der Flügeldeformation auf Widerstand und Wurzelbiegemoment im Reiseflug (1g Fall) und auf die Strukturbelastung im Abfangmanöver (2.5g Lastfall).

Lösungsweg:

- 1) Erstellung von FE-Strukturmodelle für die Flügelrumpfkongfiguration mit den verschiedenen Flügelendformen und für die Basis Konfiguration (Konfiguration mit Küchemann Randbogen).
- 2) Erstellung von hybriden Ausgangsrechnernetzen für die verschiedenen Flügelendformen mit der Deformation des Basis Flügels im Reiseflug.
- 3) In einer im DLR entwickelten voll automatischen Prozesskette, welche die Kopplung zwischen CFD und Struktur ermöglicht, werden für deformierte Flügeloberflächen Navier-Stokes-Lösungen berechnet. Benutzt werden: Auf CFD-Seite das DLR-Verfahren TAU [2] und auf der Struktur-Seite das kommerzielle Verfahren ANSYS [3]. Untersucht werden der Reiseflug, der 2.5g Lastfall und Fälle mit stark abgelöster Strömung bei sehr hohem Auftrieb. Für das Abfangmanöver mit dem 2.5g Lastfall werden bei der Struktur, die Massenkräfte, die aerodynamischen Kräfte und die Zentrifugalkraft berücksichtigt.
- 4) Aus Vergleichsgründen werden sowohl RANS-Lösungen mit deformierten Flügeloberflächen sowie Lösungen für die starre Geometrie (1g Geometrie der Basisgeometrie) bestimmt.

Ergebnis:

Unstrukturierte hybride Rumpf-Flügel Rechnetze wurden für die verschiedenen Flügelendformen erstellt. Die generierten Rechnetze hatten eine Größe von 14 Millionen Zellen. Für die Basis Konfiguration und die Konfigurationen mit den verschiedenen Entwürfen von Flügelendformen wurden für deformierte Flügeloberflächen Navier-Stokes-Lösungen berechnet. Untersucht wurde der Reiseflug, der 2.5g Lastfall und Fälle mit stark abgelöster Strömung bei sehr hohem Auftrieb. Der Vergleich RANS-Lösungen für die deformierten Flügeloberflächen mit den Lösungen der starren Geometrie zeigt für den 1g Reiseflug und für den 2.5g Lastfall bezogen auf die Basis Konfiguration: eine Verminderung der Widerstandsreduktion und der Wurzelbiegemomenterhöhung (bezogen auf die Basis Konfiguration). Durch verschiedene Lastenverteilung fällt die Verminderung des Wurzelbiegemomentes infolge von Deformation bei den Winglets größer aus als bei der Basiskonfiguration.

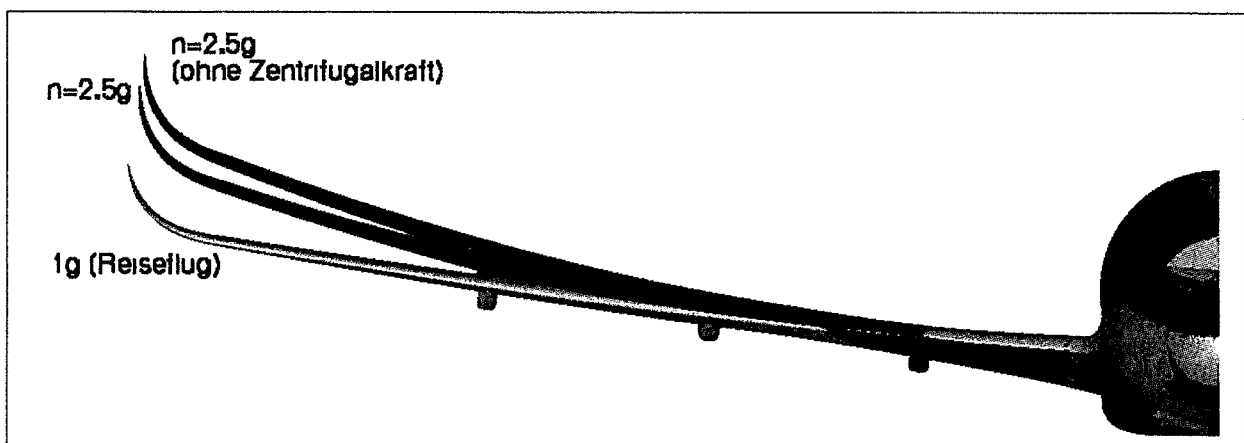


Fig 1 Berechnete Deformation des Flügels mit einem der Wingletentwürfe: Vergleich der Flügelgeometrie für den Reiseflug, 2.5g Lastfall (Berechnung der Deformation mit und ohne Berücksichtigung der Zentrifugalkraft)

Literatur:

- [1] Jan Himisch, Horstmann, K.-H.; Streit Th.; Liersch, C., Theurich F.; Modifikation von Flügelendformen an einem Verkehrsflugzeug: Teil 1 Entwurf und Analyse, angemeldet im 15. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB.
- [2] Kroll, N.; Fassbender J.K. [Hrsg.]: MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 89, Springer Verlag, Closing Preparation DLR Project MEGAFLOW, Braunschweig (de), 10.-11.12.2002, ISBN 3-540-24383-6.
- [3] <http://www.ansys.com>

weiteres Vorgehen:

Die benutzten Flügelendformen wurden für die starre Geometrie mit der 1g-Deformation der Referenzkonfiguration entworfen. In Zukunft kann die Strömungsstrukturkopplung benutzt werden um die Deformation des Flügels beim Entwurf von Flügelendformen zu berücksichtigen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Frank Zurheide, Guido Huppertz

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7 **Telefon:** 0241 – 809 54 26
52062 Aachen **Telefax:** 0241 – 809 22 57
e-mail: f.zurheide@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 401 der
Deutschen Forschungsgesellschaft (DFG)

Thema: **Interaktion von Triebwerksstrahlen und Wirbeln
im Nachlauf von Tragflügeln**

Ausgangssituation:

Zunehmende Kapazitätsprobleme des Luftverkehrs in Flughafennähe beeinträchtigen die Wirtschaftlichkeit der internationalen Luftfahrt. Maßgeblich für den zeitlichen Abstand von startenden und landenden Flugzeugen ist die Lebensdauer des Wirbelsystems im Nachlauf. Durch einen früheren Zerfall der Wirbelschleppe kann dieser Abstand verringert werden. Der Zerfall der Wirbelschleppe wird durch die Stabilitätseigenschaften des aufgerollten Wirbelsystems bestimmt. Durch Modifikation der Triebwerksposition und der daraus resultierenden unterschiedlichen Triebwerksstrahl-Wirbel-Interaktion kann die Stabilitätseigenschaft verändert werden.

Ziel:

Ziel des Projektes ist es, Einflussmöglichkeiten aufzuzeigen, die die Lebensdauer der Wirbelschleppe verringern. Hierbei sollen vor allem instationäre Phänomene des Nachlaufgebiets aufgrund der Triebwerksstrahl-Wirbel-Interaktion untersucht werden. Des weiteren soll der Einfluß des Wirbelmäanderns der Flügelrandwirbel auf die Nachlaufströmung im Nahfeld untersucht werden.

Kooperative kurzwellige Instabilitäten haben sehr viel höhere Wachstumsraten als die langwellige Crow-Instabilität. Bei Flügeln großer Streckung sättigt sich das Wachstum der kurzwelligen Instabilität bei sehr kleinen Amplituden und somit führt die langsamer wachsende langwellige Crow-Instabilität zum Zerfall des Wirbelsystems.

Lösungsweg:

Das Nachlaufgebiet wird durch den Pfeilflügel BAC 3-11/RES/30/21 erzeugt. Die instationäre Strömung wird experimentell mit 2C-, 3C-Particle-Image-Velocimetry (PIV), Hitzdraht und Pressure-Sensitive-Paint (PSP) im Niedergeschwindigkeitswindkanal des Aerodynamischen Instituts im Nahfeld untersucht. Die Messergebnisse werden als instationäre Eintrittsbedingungen für Simulationen mit URANS und LES verwendet. Mit Simulation des (erweiterten) Nahfeldes soll die Auswirkung des instationären Wirbelverhaltens auf die Entwicklung von kurzwelligen Instabilitäten im Nachlauf untersucht werden.

Ergebnis:

Mit der Grobstuktursimulation wurde die zeitliche Entwicklung eines Zweiwirbelsystems mit unterschiedlichen Wirbelkernradien r_c untersucht. Durch die Veränderung des Wirbelkernradius bezüglich der Spannweite b_0 wird das Wachstum der kurzwelligen Instabilität beeinflusst. Ab einem Verhältnis von $r_c/b_0 > 0.1$ sättigt sich das Wachstum der kurzwelligen Instabilität. Zur vereinfachten repräsentativen Darstellung des aufgerollten Wirbelsystems wurde eine Superposition zweier Lamb-Oseen-Wirbel verwendet. Zur Anregung der Instabilitäten wurde für den kurzwelligen Fall ein weißes Rauschen verwendet. Für den Fall der Crow-Instabilität wurde eine Störung in Form einer Kelvin-Welle auf das Wirbelsystem aufgebracht.

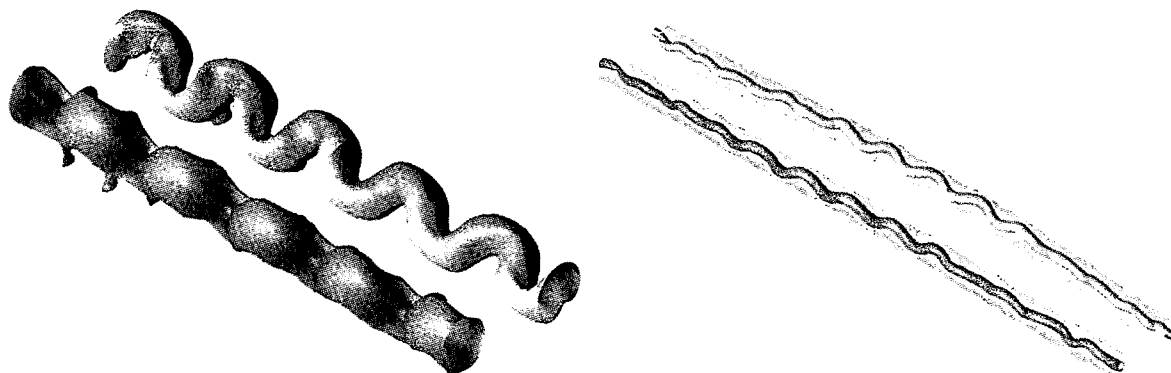


Abbildung 1: Zeitliche Entwicklung von Zweiwirbelsystemen. Dargestellt sind Isoflächen der λ_2 -Werte. Links: kurzwellige Instabilität, $t^* = 6.9$, $r_c/b_0 = 0.2$. $Re_\Gamma = 2400$, $M = 0.1$. Rechts: langwellige Crow-Instabilität (transparente Isofläche) mit kurzwelliger Instabilität, $t^* = 9.2$, $r_c/b_0 = 0.085$. $Re_\Gamma = 7400$, $M = 0.1$.

Literatur:

Fares, E., Huppertz, G., Abstiens, R. and Schröder, W.: "Investigation of Engine Jet/Wing-Tip Vortex Interference." Aerospace, Science and Technology, Vol. 8/3, pp. 175-183, 2003

Fares, E., Huppertz, G., Abstiens, R. and Schröder, W.: "Numerical and Experimental Investigation of the Interaction of Wing-tip Vortices and Engine Jets in the Near Field." AIAA Paper, 2002-0403, 2002

Fares, E. and Schröder, W.: "A general one-equation turbulence model for free shear and wall-bounded flows", Flow, Turbulence and Combustion, 73(3):187-215, 2004.

D. Sipp: "Weakly nonlinear saturation of short-wave instabilities in a strained Lamb-Oseen vortex", Physics of Fluids, 72(7): 1715-1729, 2000.

weiteres Vorgehen:

Aus den Messungen der Nachlaufströmung werden relevante Parameter des Wirbelmäanderns extrahiert und für die Simulation der Nachlaufströmung im Nahfeld verwendet. Die numerische Untersuchungen der sich räumlich entwickelnden Strömung wird mit URANS und LES durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Konfiguration

Ansprechpartner: Dr. U. Herrmann

Institution: DLR e.V.

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2835

Telefax: 0531 295 2320

e-mail :

Ulrich.Herrmann@DLR.de

weitere Partner: -

Thema: Multiple Discipline Maximum Take-Off Weight Minimization for Supersonic Transport Aircraft

Ausgangssituation:

Within the Airbus-EREA project CISAP quite realistic multiple discipline optimization (MDO) capabilities for a supersonic transport configuration are obtained [1]. These capabilities rely on a mixed fidelity approach [2], applying high-fidelity tools to structures and aerodynamics and further lower fidelity tools to finally simulate a complete flight mission. To keep things simple the objective function used aims at maximizing the mission range. Design variables affect the wing planform and thus the aircraft characteristics and through this finally the range.

This simple objective function proved the overall process to work well, but the obtained results were unrealistic in light of standard aircraft design measures. To improve the acceptance of such results a more realistic objective function is needed.

Ziel:

Implementation of a more realistic objective function aiming at a minimization of the maximum take-off weight (MTOW) while keeping the aircraft mission range at any prescribed value. Demonstrate the applicability of this new objective function by optimizing aircraft for minimal MTOW while cruising a requested mission range.

Lösungsweg:

The core of the used MDO process is a sequence of modules performing a multiple discipline analysis of the configuration defined by the current wing planform variable set [3]. As mainly the wing is subject to geometric and thus weight changes, the fuselage and tail planes are fixed in size and weight. Consequently the MTOW is used as a further variable mainly defining the allowed maximal fuel weight.

Because the overall set-up of the core process should not be affected the new objective function measure –the MTOW- has to become both design variable and part of the objective function. This introduces some feedback character to the objective function.

Despite early concerns regarding the numerical stability of such an approach this turned out to be relatively easy implemented. Some fine-tuning within the objective function formulation was required but no significant drawback was found. Furthermore it is experienced that the selected SubPlex optimizer is well suited to this kind of applications mainly enabling this approach.

The final paper will describe in more detail the core MDO process, the objective function implementation and a variety of obtained results.

Ergebnis:

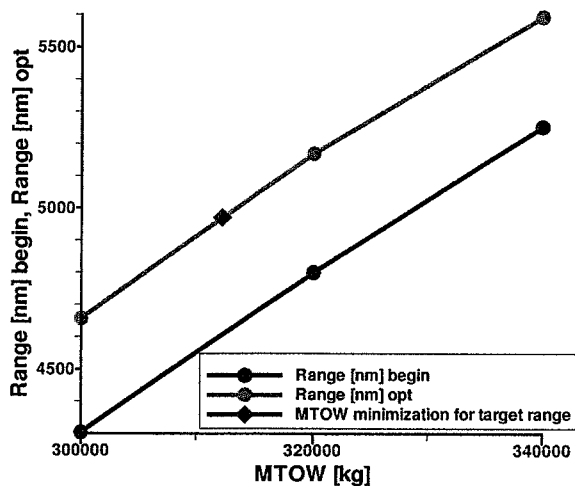


Figure 1. Start and maximized mission range at $M=1.6$ for different MTOW in comparison to an optimization for minimal MTOW for a requested target range of 5000nm.

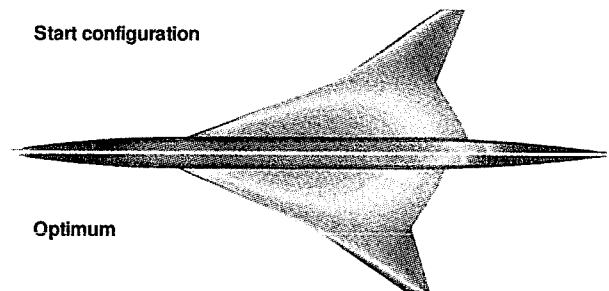


Figure 2. Wing planform change at $M=1.6$ to come close to the requested target range at minimal MTOW.

The more realistic objective function that includes a feedback character requires to revisit the functionality of the MDO process with this objective function and to perform some checks to fine-tune the objective function formulation.

For this check three “classical” range maximizations at different MTOW’s are performed first, see Fig. 1. The mission range for three independent optimizations is given over the selected MTOW. Starting from the lower range values (red bullets), the optimizer increases the range for the selected MTOW value (green bullets). Please note that the cruise speed is $M=1.6$ and that for overall turnaround time reasons only a subset of the planform design variables (11) are used.

This result set shows that an aircraft being able to cruise about 5000nm should not exceed an MTOW of 312 tons. A first application of the new objective function is added as a blue diamond shaped symbol in Fig. 1. About 900 objective function evaluations are needed to drive the configuration from a MTOW of 320 to (start value) and a range of 4800nm (top part) to the reduced MTOW of 312.2 to and a mission range of nearly 5000 nm (4986). The associated a/c planform is given in Fig. 2, lower half of the graph.

The wing size is slightly reduced during the optimization and the structural load path is straightened reducing the wing box weight. Furthermore the aerodynamic performance is increased enabling this cruise range with a lower fuel volume.

The description of the speed / weight trade-off will be given in detail in the final paper and will be based on similar optimisation runs as the one just described.

Literatur:

[1] Herrmann, U., “CISAP: Cruise Speed Impact on Supersonic Aircraft Planform – a Project Overview”, AIAA 2004-4539, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, 2004.

[2] Herrmann, U., Frhr. von Geyr, H., Werner-Westphal, Ch.: Mixed Fidelity Multi Discipline Optimization of a Supersonic Transport Aircraft, AIAA 2005-534, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 2005.

[3] Laban, M., “Multi-Disciplinary Analysis and Optimization of Supersonic Transport Aircraft Wing Planforms”, AIAA 2004-4542, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, 2004.

weiteres Vorgehen:

Adapt and apply this MDO process to estimate the trade off between overall performance and environmental measures.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner:

T. Hubel, Prof. Dr. C. Tropea

J. Windte, Prof. Dr. R. Radespiel

Institution:

Fachgebiet
Strömungslehre und Aerodynamik,
TU Darmstadt

Institut für Strömungsmechanik
TU Braunschweig

Adresse:

Flughafenstrasse 19, 64287 Darmstadt

Telefon:06151/166202,

Telefax:06151/166246

e-mail:tatjana.hubel@aero.tu-darmstadt.de

Adresse:

Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig

Telefon:0531/3912971

Telefax:0531/3915952

e-mail:jan.windte@tu-braunschweig.de

Thema:

Vergleichende Untersuchung der Strömung am bewegten 2D und 3D Flügel.

Ausgangssituation:

Der Schlagflug als alternatives Antriebskonzept für kleine semiautonome Flugobjekte, sogenannte Micro Air Vehicles (MAVs), rückt immer mehr in den Mittelpunkt des Interesses. Grundvoraussetzung für die Nutzung ist jedoch ein genaues Verständnis der komplexen aerodynamischen Vorgänge am 3D-Flügel. Die Strömungsverhältnisse am bewegten 3D Flügel sind aufgrund der sich zeitlich und räumlich ändernden Anströmungsbedingungen sehr komplex und werden durch das Zusammenspiel von Strömungsablösungen, Querströmungen sowie der Rand- und Querswirbel bestimmt.

Ziel:

Um zu einem tiefergehenden Verständnis der Verhältnisse am 3D Flügel zu gelangen, sind vergleichende Untersuchungen zwischen 2D und 3D Fällen unabdingbar. Die am 2D Flügel gewonnenen Erkenntnisse sollen verwendet werden, um die Strömung am 3D Flügel besser zu verstehen und ggf. Phänomene am 3D Flügel isoliert betrachten zu können.

Lösungsweg:

Für die vergleichenden Untersuchungen wurden gemeinsame Testfälle spezifiziert, bei welchen die Anströmbedingungen am 2D-Flügel denen in einem bestimmten spannweiten Schnitt am 3D Flügel entsprechen. Unter Berücksichtigung der Möglichkeiten der verwendeten Versuchsaapparaturen ergaben sich als Versuchsparameter Reynoldszahlen im Bereich von $5 \cdot 10^4 < Re < 1 \cdot 10^5$, reduzierte Frequenzen von $0,07 < k < 0,18$ sowie, bezogen auf den 2D-Flügel, Anstellwinkelamplituden von $3^\circ < \alpha_1 < 7^\circ$ aufgrund einer harmonischen Hubbewegung ($Re = U_\infty c/v$; $k = \pi f c / U_\infty$; $v = \dot{c}$ kin. Viskosität, f =Schlagfrequenz, c =Flügeltiefe, U_∞ =Anströmgeschwindigkeit).

Die 3D-Untersuchungen wurden im Windkanal der TU Darmstadt durchgeführt. Dort steht ein mechanisches Schlagflugmodell zur Verfügung, welches nach dem Vorbild einer Ringelgans gefertigt wurde und mit einem Wortmann Fx 60-126 Profil ausgestattet ist.

Die 2D-Untersuchungen wurden im Wasserkanal des Instituts für Strömungsmechanik der Universität von Braunschweig durchgeführt. Als Profil wurde ebenfalls ein FX 60-126 verwendet, welches bezüglich der Hinterkantendicke dem Darmstädter Modell entspricht.

Der Schwerpunkt der durchgeführten Messungen liegt bei der Strömungsvisualisierung der von der Hinterkante ablösenden Querwirbel, in einem parallel zur Strömung orientierten Untersuchungsgebiet (Abb.1). Hierzu wurde die PIV-Messtechnik als bildgebendes Messverfahren eingesetzt. Die Ursache dieser Wirbelablösungen findet sich in den über den Flügelschlag hinweg auftretenden Zirkulationsänderungen. Die Anströmrichtung und der damit einhergehende Anstellwinkel setzt sich beim bewegten Flügel aus der horizontalen Hauptanströmung und der durch die vertikale Bewegung induzierten Vertikalgeschwindigkeit zusammen und ist damit einer ständigen Änderung unterworfen.

Die Zirkulationsänderung am Flügel selbst kann also aus der Zirkulation der sich von der Flügelhinterkante abscheidenden Wirbel erfasst werden. Die Berechnung der Zirkulation erfolgt dabei nach dem Satz von Stokes durch Integration der Wirbelstärke über die Fläche. Da es sich bei dem Nachlauf des Flügels um keine separaten streng voneinander abgegrenzten Wirbel handelt, wird die gesamte im Bild auftretende Wirbelstärke aufintegriert. Es wird dabei davon ausgegangen, dass sich Turbulenzen gegenseitig aufheben. In der Differenz der für den Bildausschnitt ermittelten positiven und negativen Zirkulation bildet sich die Änderung der Zirkulation und damit des lokalen Auftriebs am Flügel für die im Bild festgehaltene Bewegungsphase ab.

Zur Interpretation der am 3D-Flügel erhaltenen Verläufe der Zirkulationsänderung werden die Untersuchungsergebnisse am 2D-Flügel herangezogen. Aufgrund des einfacheren Versuchsaufbaus war es dort zusätzlich zu den Messungen im Nachlauf möglich, die Grenzschichtströmung zu vermessen (Abb. 2). Dadurch lässt sich die Frage beantworten, ob und in welcher Art sich auftretende laminare Ablöseblasen im Nachlauf bemerkbar machen.

Darüber hinaus stehen noch Ergebnisse numerischer Simulationen des stationären sowie des bewegten 2D Flügels zur Verfügung. Diese liefern nicht nur weitergehende Hinweise auf das Verhalten des verwendeten Profils, sondern können außerdem hilfreiche Informationen zu den Fällen liefern, bei denen keine Messungen der Grenzschichtströmung vorliegen.

Ergebnis:

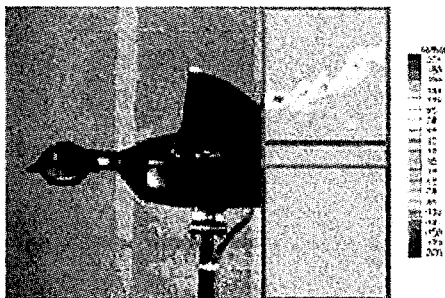


Abb. 1: Darstellung der aus den Querwirbeln berechneten Vorticity.

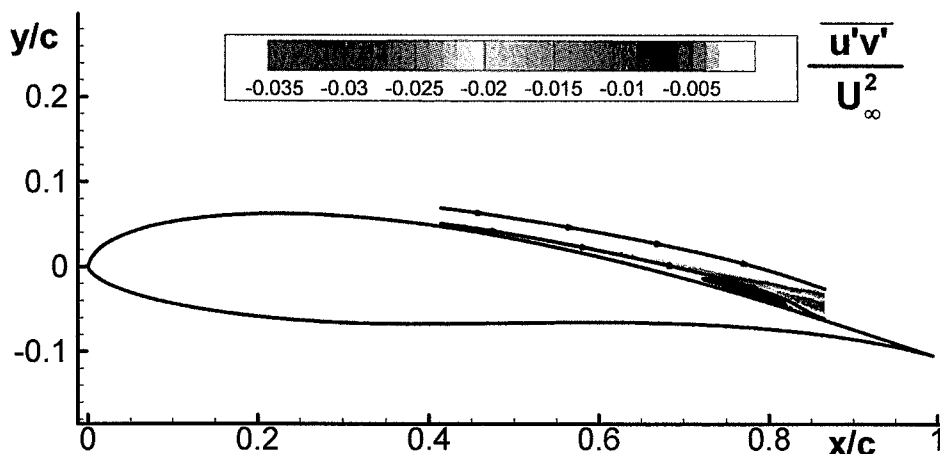


Abb. 2: Laminare Ablöseblase während des Abschlags am 2D Flügel

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Konfiguration

Ansprechpartner: Benedikt König, Martin Pätzold, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21,
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-63408

Telefax: (0711) 685-63438

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

Thema: Potenzial der Stoßkontrolle durch Shock Control Bumps am flexiblen und getrimmten Transportflugzeug in transsonischer Strömung

Ausgangssituation:

Der Widerstand von Transportflugzeugen bei hohen transsonischen Mach-Zahlen wird entscheidend durch auftretende Verdichtungsstöße beeinflusst. Ein Mittel um die Stärke solcher Stöße, und damit den resultierenden Wellenwiderstand, zu reduzieren sind sogenannte Shock Control Bumps (SCBs) [1]. In früheren Arbeiten wurde das Potenzial solcher SCBs an 2D Profilen [2] und an Tragflügeln unendlicher Spannweite gezeigt [3]. Dabei konnte für zweidimensionale Strömungen im Bereich des drag-rise der Wellenwiderstand erheblich reduziert werden. Bei dreidimensionaler Strömung sind, bezogen auf die Breite des SCB, ähnliche Wirksamkeiten möglich. Allerdings kommen durch den Pfeilungseffekt (siehe linkes Schaubild) und die Querströmung über die Flanken des SCB Faktoren hinzu, die das Potenzial zur Reduktion des Gesamtwiderstand einschränken können.

Betrachtet man ein flexibles Gesamtflugzeug im Freiflug anstelle eines isolierten, starren Flügels, so kommen weitere Effekte hinzu, die die Widerstandsbilanz eines SCB beeinflussen. Ein SCB bewirkt durch die Abschwächung und Verschiebung des Stoßes auch eine Änderung des aerodynamischen Moments und damit auch des Trimmwiderstands. Außerdem beeinflusst ein SCB die spannwitige c_A -Verteilung, wodurch sich die aeroelastische Deformation des Flügels und somit die Ausgangsgeometrie der SCB-Auslegung ändert. Zur Abschätzung des Potenzials zur Widerstandsreduktion durch SCBs müssen daher auch die Wechselwirkungen zwischen Strömung und Struktur berücksichtigt werden.

Ziel:

Das Einsparpotenzial durch die Anwendung von SCBs im Hinblick auf den Gesamtwiderstand eines Transportflugzeugs soll untersucht werden. In wie weit lässt sich der positive theoretische Einfluss auch praktisch für ein tatsächliches Flugzeug realisieren?

In der vorliegenden Arbeit sollen dazu zunächst SCBs für eine starre Flügel/Rumpf-Konfiguration ausgelegt werden. Mit Hilfe eines schwenkbaren Höhenleitwerks wird dann der zusätzliche Trimwiderstand berücksichtigt und bewertet. Abschließend sollen hier auch die aeroelastischen Deformationen des Flugzeugs betrachtet werden, um die Robustheit des Entwurfs zu prüfen.

Lösungsweg:

SCBs werden am IAG mit Hilfe der Optimierungsumgebung POEM numerisch für den jeweiligen Anwendungsfall entworfen. POEM beinhaltet eine Vielzahl an Optimierungstools und Verfahren zur Strömungsanalyse, die entsprechend der betrachteten Problemstellung gewählt werden können. In dem hier behandelten Fall kommt der kommerzielle Optimierer iSight zum Einsatz und die Strömungsberechnung erfolgt mit dem CFD RANS-Code FLOWer des DLR. Zur Parametrisierung der SCBs für 3D-Strömungen werden die Kenngrößen Lage, Höhe, Asymmetrie und Breite des Bumps sowie seiner spannwitigen Flanken verwendet.

Zur Berechnung der stationären aeroelastischen Deformationen wurde FLOWer mit einem Struktur-Löser auf Basis eines Nastran-Modells gekoppelt. Da sich das Flugzeugmodell im

Freiflug ohne feste Einspannung befindet, muss allerdings für jeden Schritt der Strukturdeformation zuvor ein Gleichgewicht aller angreifenden Lasten, also ein Trimzustand, erreicht werden. Dadurch kann die elastische Strukturdeformation von der Starrkörperbewegung aufgrund äußerer Kräfte getrennt werden. Als Modell eines Transportflugzeugs wird die DLR F11 in Reiseflug-Konfiguration verwendet. Da es sich dabei um ein Windkanalmodell handelt, wird im Rahmen dieser Arbeit ein generisches Strukturmodell angenommen, welches in seinen Eigenschaften realistischen Transportflugzeugen gleicht.

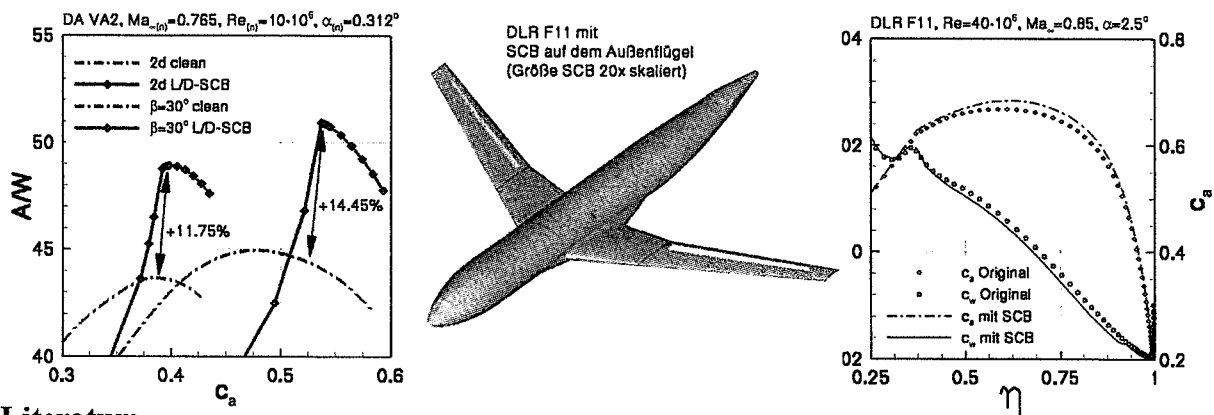
Ergebnis:

Im Anschluss an umfangreiche Untersuchungen zum SCB in 2D Strömungen haben die bisherigen 3D Analysen gezeigt, dass auch eine 3D Grenzschicht die Widerstandsreduktion eines SCB nicht beeinträchtigt. Allerdings können sowohl der Pfeilwinkel als auch die endliche Ausdehnung des SCB auf einem Flügel die Wirksamkeit beeinträchtigen. So führt die spannweite Begrenzung durch die c_A -Variation über dem SCB zu einer schlechteren Anpassung der SCB Kontur, sowie einem größeren induzierten Widerstand.

Um die Robustheit der SCBs gegenüber Änderungen im Gesamt- c_A zu verbessern, wurden Bumps untersucht, deren ansteigende Flanke durch einen Knick in der Kontur den auftretenden Verdichtungsstoß in einen Lambda-Stoß aufteilt. Die Stosslage ist dabei am Knick fixiert, was zu einer verbesserten Toleranz bei veränderter Anströmung sorgt.

Ein solcher SCB mit Knick in der aufsteigenden Flanke wurde für den Außenflügel der DLR F11 Flügel-Rumpf Konfiguration im Reiseflug ausgelegt. Bei dieser ersten Optimierung eines langen SCB konnte bereits ein Gewinn im Gesamt-A/W von ca. 3% im Auslegungspunkt erzielt werden. Das mittlere Bild unten in der Mitte zeigt eine überhöhte Darstellung dieses Bumps. Im rechten Diagramm sind die Beiwerte mit und ohne diesen SCB verglichen.

Durch Nachrechnung des Bumps auf einem getrimmten und zunächst starren Flugzeug wird der zusätzliche Trimmwiderstand abgeschätzt. Damit wird eine Widerstandsbilanz des SCB am praktisch relevanten Anwendungsfall des Gesamt-Flugzeugs aufgestellt.



Literatur:

- [1] P.R. Ashill, J. L. Fulker and A. Shires, *A Novel Technique for Controlling Shock Strength of Laminar-Flow Aerofoil Sections*, 1st European Forum on Laminar Flow Technology, Hamburg, 16.-18. März, 1992
- [2] A. Sommerer, *Numerische Optimierung Adaptiver Transsonischer Profile*, Dissertation, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 2004
- [3] M. Pätzold, Th. Lutz, E. Krämer, S. Wagner: *Numerical Optimization of Finite Shock Control Bumps*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 9.-12. Januar, 2006

weiteres Vorgehen:

Die Wirksamkeit verschiedener SCB Designs wird am Modell eines frei fliegenden flexiblen Flugzeugs untersucht werden. Zusätzlich wird die Kombination mit variabler Wölbung durch Verwendung von Hinterkantenklappen betrachtet, mit der sich in 2D Strömungen sehr gute Ergebnisse erzielen lassen. Dadurch kann erstmals der erzielbare Gewinn am realistischen Anwendungsfall durch den kombinierten dieser adaptiven Elemente ermittelt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: N. Kornev, H. Kröger, E. Hassel

Institution: Institut für Technische Thermodynamik

Adresse: A. Einstein Str. 2; 18059 Rostock

Telefon: 0381 498 9407

Telefax: 0381 498 9400

Thema: Synthesis of artificial turbulent fields generated by random distributions of spots

The synthesis of artificial turbulent fields with prescribed statistical properties is an important problem of the turbulence theory due to many reasons. First of all, it is the basis for inflow generation techniques applied for investigations of the turbulence by LES and DNS methods. LES or DNS methods require specification of unsteady turbulent fluctuation fields with prescribed statistics at every time instant at the inlet of the computational domain. Second, the inflow generation technique based on synthetic turbulent fields is used for development of interface procedures for coupling of RANS and LES solutions. Third, the synthesis of turbulent fields by a set of particles (for instance vortices) could essentially promote the development of the low-dimensional models of subgrid turbulence based on the computational elements methods. Fourth, the method of generation of artificial turbulence with prescribed statistics could be used as a turbulence stirring submodel within low-dimensional stochastic models like the one-dimensional turbulence (ODT) model and the linear-eddy model (LEM).

In this paper a novel method of synthesis of turbulent fields with prescribed autocorrelation functions and Reynolds stresses is proposed (see [1], [2] and [3]). In contrast to other methods of artificial generation, based on formal utilization of statistic features of some mathematic operations, the starting point of the present method is the physically obvious concept of a turbulent flow as a motion of turbulent spots arising at random positions at random times. The inner distribution of the generating quantity (e.g. scalar, a velocity component) within the spot is chosen so that the generated signal has prescribed autocorrelation functions and/or energy spectra. Velocity field synthesis is performed by two consecutive procedures. First, three auxiliary fluctuations are generated separately. The generation procedure takes as an input the modified two-point spatial and time autocorrelation functions. The sought velocities are obtained from a linear transformation applied to the auxiliary field. The Reynolds stresses are the input for the second procedure. The modified autocorrelation functions used in the first procedure are expressed through the original autocorrelations in such a way that the obtained velocities possess prescribed autocorrelation functions and the Reynolds stresses.

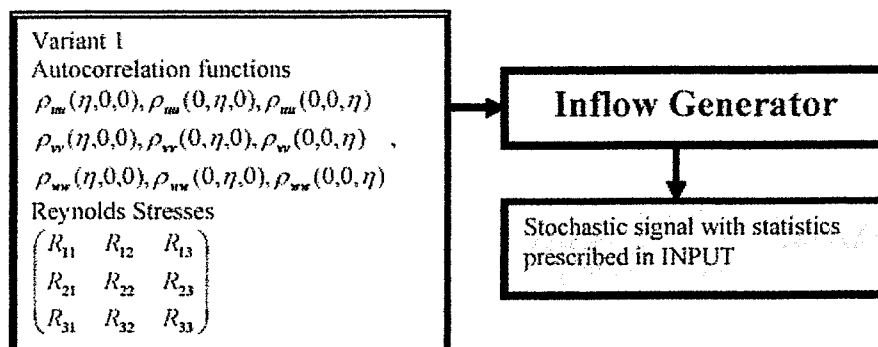


Figure 1. Input data for the method of turbulent spots

Input and output data for the spots method are presented in Fig.1. The place of the method among other methods is shown in Fig.2 where a classification of different methods of synthesis of turbulent fields is given.

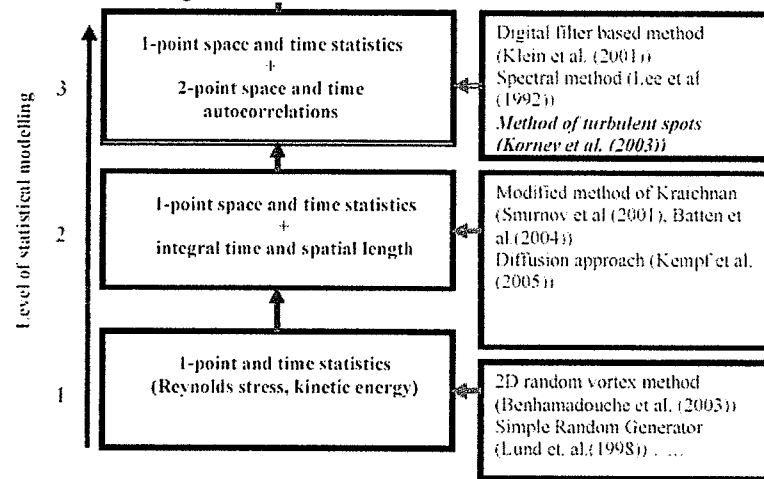


Figure 2. Levels of statistical modelling by different methods of synthesis of artificial turbulent fields.

This method has some advantages over other methods with the same level of statistical modelling (see Fig. 2). First, the grid can be non uniform and the time step is variable. Second, the present method is physically more obvious than other methods. Third, our method applied for homogeneous turbulence provides exact analytical solutions.

These solutions were used to investigate the turbulent spots corresponding to typical power law spectra. We determine turbulent vortex spots corresponding to the energy spectrum of decaying turbulence $E(k) = k^4 e^{-(k/k_0)^2}$ and to the typical energy spectra of the velocity field with $E(k) \propto k^{-5/3}$ in the inertial subrange. It was found that there exists a relation between different ranges of the energy spectra and the inner distribution of velocity within spots. For instance, the inertial range $E(k) \propto k^{-5/3}$ corresponds to the “-7/6” decay law of the velocity component $v(x) \propto x^{-7/6}$ whereas the dissipation range corresponds to the linear distribution $v(x) \propto x$. It was shown that the method of turbulent spots is a kind of spectral methods utilizing a coupled phase and amplitude jittering.

For the inhomogeneous case the inner distribution of the generating quantity is found from nonlinear integral equations. A simplified version of the method allowing one to generate the signal with prescribed integral lengths is also presented.

The proposed technique is applied for generation of inflow conditions for LES simulations of the decaying turbulence in a box, turbulent flow in a channel and flow in a jet mixer. Simulation results illustrate the robustness of the proposed method.

References

1. Kornev N. and Hassel E. (2003) A new method for generation of artificial turbulent inflow data with prescribed statistic properties for LES and DNS simulations, *Schiffbau Forschung*, 4, 35-44.
2. N.Kornev, E.Hassel (2006) Method of random spots for generation of synthetic inhomogeneous turbulent fields with prescribed autocorrelation functions, accepted for publication in *Comm. Num. Meth. Engng.*
3. Kornev N. and Hassel E., Synthesis of artificial turbulent fields generated by random distributions of spots, *Journal of Turbulence*, 2006 (under revision).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Andreas Schröder, Reinhard Geisler, Uwe Dierksheide*

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

Adresse: DLR AS-EV

Telefon: +49 551-709 2190

Telefax: +49 551-709 2830

e-mail: andreas.schroeder@dlr.de

Thema:

Untersuchung von turbulenten Strömungsstrukturen in einer Plattengrenzschicht mit Hilfe von 4D-PIV

Ausgangssituation:

Die Untersuchung der Topologien von kohärenten Geschwindigkeitsstrukturen in turbulenten Plattengrenzschichten hatte mit dem Aufkommen der PIV Messtechnik eine wertvolle Datenquelle erhalten. Die seit Mitte der 90er Jahre in Form von digitalem Stereo PIV entwickelte Messtechnik ermöglicht die Bestimmung von momentanen 3C-Geschwindigkeitsvektorfeldern in je einer Ebene der Strömung. Neueste Entwicklungen waren durch technische Restriktionen entweder in Richtung Zeit- oder Raumauflösung (Holo-, Multiplane-, Scanning-PIV, HS-PIV etc.) beschränkt. Für die Analyse der zeitlichen und räumlichen Entwicklung von Strömungsstrukturen wäre eine entsprechend auflösende (optische) Messtechnik der

Ziel:

Bestimmung von zeitlich aufgelösten, momentanen Geschwindigkeitsvekturvolumen (4D-Vekturvolumen) in künstlich gestörten Plattengrenzschichtströmungen (Turbulenter Spot, „getrippte“ turbulente Grenzschicht)

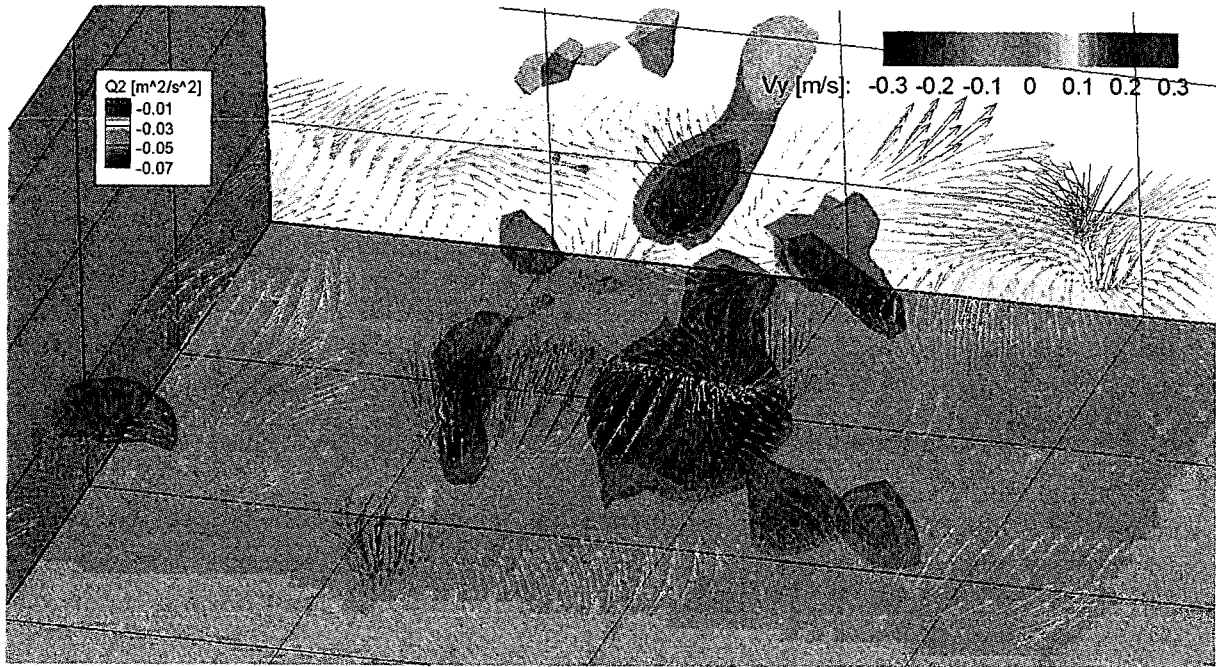
Lösungsweg:

In dieser Machbarkeitsstudie wurden erstmals vier CMOS- Hochgeschwindigkeitskameras und ein dioden-gepumpter Nd:YAG Hochleistungspulslaser bei Wiederholraten von 4 und 5 kHz in einem „tomographischen“ PIV [1] Versuch an einer gestörten Plattengrenzschichtströmung eingesetzt, um 4D- Geschwindigkeitsdaten zu erzielen. Bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U = 7 \text{ m/s}$ wurde

- a) bei einer Reynoldszahl $(Re_x)^{1/2} = 300$ die Grenzschichtströmung lokal durch einen Schlitz von $2 \times 0,5 \text{ mm}^2$ etwa 2 ms lang mit Hilfe eines Druckkammerlautsprechers nicht-linear gestört, um stromab einen turbulenten Spot zu generieren und
- b) mit Hilfe von 4 spannweitig, plattennah und äquidistant über 15 mm stromab gespannten Drähten mit 1,5 und 1 mm Durchmesser bei $(Re_x)^{1/2} \sim 290$ die Grenzschichtströmung gestört, um eine turbulente Grenzschicht stromab zu erzeugen.

Mithilfe des Pulslasers und einer geeigneten Optik wurden Streupartikel mit ca. $1\text{-}2 \mu\text{m}$ Durchmesser innerhalb eines rechteckigen Gebiets bei $(Re_x)^{1/2} \approx 450$ in einer Plattengrenzschicht stromab der o.g. Störquelle(n) beleuchtet. Die zu einem jeweiligen Zeitpunkt aufgenommenen Partikelbilder der vier eingesetzten CMOS-Kameras wurden über einen geeigneten Rekonstruktionsalgorithmus (MART) in eine das Messvolumen repräsentierende Voxelmatrix als virtuelle Intensitätsverteilung projiziert. Eine entsprechende

Kalibrierung des Messvolumens mit Subpixel-Genauigkeit war hierbei erforderlich. Es konnten mit dieser Technik erstmalig in Luft in einem Volumen von $34 \times 18 \times 35 \text{ mm}^3$ in x-y-z- Richtung mit 48^3 voxels ($\sim 2 \times 2 \times 2 \text{ mm}^3$) Abfragevolumengröße mit 75 % Überlappung $42 \times 22 \times 52$ momentane 3C- Geschwindigkeitsvektoren in einer Zeitreihe mit bis zu 5 kHz Abtastrate gemessen werden. Die Ergebnisse dieser 4D-PIV Messungen erlauben Einblicke in die Entwicklung der Strömungstopologien innerhalb der turbulenten Grenzschichten und ermöglichen die Bildung neuer Modelle für kohärente Strukturen. Die relativ junge Technik des „tomographischen PIV“ besitzt in dieser Form noch einiges Entwicklungspotential.



Ergebnis:

Momentanes mittelwertbereinigtes Geschwindigkeitsvektervolumen (2 von 17 x-z-Ebenen des 3C-3D Feldes dargestellt) aus einer 5 kHz-Reihe mit Isoflächen des Q2-Reynoldsspannungsbetrages

Literatur:

[1] Elsinga G.E., Wieneke B., Scarano F. and van Oudheusden B.W. (2005), Assessment of Tomo-PIV for three-dimensional flows; Proceedings of *6th International Symposium on Particle Image Velocimetry Pasadena, California, USA, September 21-23, 2005*

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Andreas Westhoff

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2245

Telefax: 0551/709-2404

e-mail : Andreas.Westhoff@dlr.de

weitere Partner:

Johannes Bosbach, Nina Grabinski und Claus Wagner

Thema:

Experimentelle Untersuchung zur turbulent gemischten Konvektion in einer geschlossenen Zelle rechteckiger Geometrie mit Hilfe von Particle Image Velocimetry (PIV).

Ausgangssituation:

Zur Untersuchung von gemischter Konvektion in einer rechteckigen Zelle gab es bezüglich der Strömung im Lufteinlass eine Voruntersuchung, welche zur Aufgabe hatte einen Einlass zu finden, der ein möglichst turbulenzfreies und definiertes Strömungsverhalten beim Einströmen der Luft in die Zelle liefert. Aufbauend auf den Ergebnissen der Voruntersuchung wurde eine Zelle konstruiert, mit der PIV-Messungen zur gemischten Konvektion durchgeführt werden.

Ziel:

Das langfristige Ziel ist der Nachweis einer Ähnlichkeitstheorie für gemischter Konvektion in einer rechteckigen Zelle. Hierzu sind im Frühjahr 2007 PIV-Messungen im Hochdruck-Windkanal Göttingen (HDG) geplant. Die daraus gewonnenen Daten sollen mit Messungen an einer um den Faktor 5 größeren Zelle an der TU Ilmenau verglichen werden. Das Interesse hierbei besteht in der Untersuchung der Möglichkeit bei gemischter Konvektion an verkleinerten Modellen durch Druck- und Einströmgeschwindigkeitsanpassung größere Systeme simulieren zu können. Hierzu soll die Wechselwirkung von freier und erzwungener Konvektion bei Veränderung der Parameter Einlasshöhe, Temperatur und Anströmgeschwindigkeit ($150 < Re < 2300$ und Gr von ungefähr 8×10^6) mit Hilfe von PIV und Temperaturmessungen beobachtet werden. Dabei werden grundlegende physikalische Vorgänge in geschlossenen Räumen in Bezug auf räumliche und zeitliche Strukturbildung bei turbulenter, gemischter Konvektion, Wärmeübergang und Identifizierung von turbulenten Strukturen, untersucht. Ferner sollen die gewonnenen Strömungsdaten statistisch ausgewertet werden.

Lösungsweg:

Zunächst werden PIV-Messungen zur erzwungenen, freien und gemischten Konvektion unter Normaldruck durchgeführt. Die Zelle hat die Maße $0,1\text{m} \times 0,1\text{m} \times 0,5\text{m}$. Der Einlass befindet sich rechts oben (Einlasshöhen 10mm, 5mm und 2mm) und der Auslass links unten (Auslasshöhe 10 mm). Am Boden befindet sich eine Heizplatte aus Kupfer. Die Decke der Zelle bildet ein Kühlkörper aus Aluminium. Betrieben wird die Konvektionszelle in einem Strömungskanal Göttinger Bauart. Hierbei dient die Strömung nicht nur der Erzeugung der erzwungenen Konvektion, sondern gleichzeitig dem Wärmetausch am Kühlkörpers.

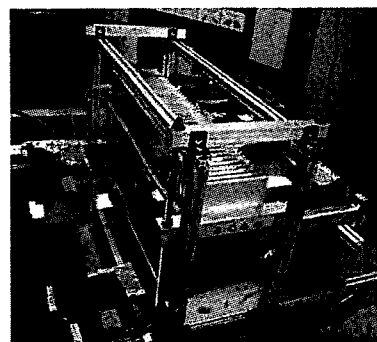


Abbildung 1: Konvektionszelle im Windkanal

Ergebnis:

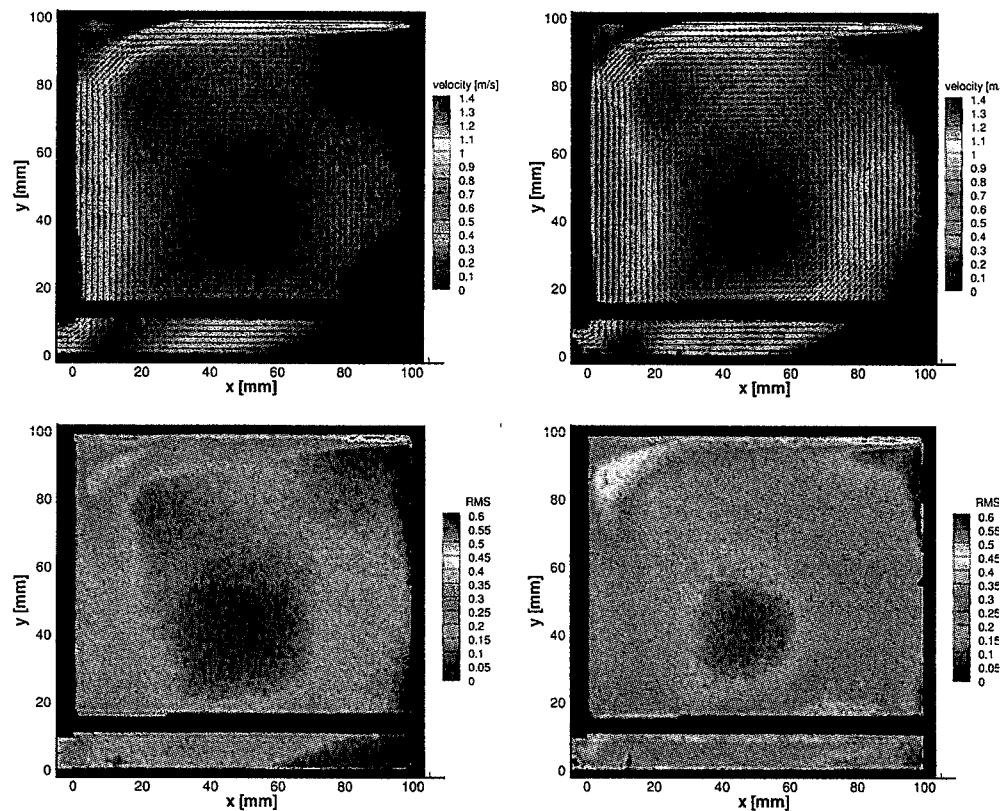


Abbildung 2: Gemittelte Geschwindigkeitsfelder (oben) und die dazugehörigen RMS-Werte (unten). Links: Erzwungene Konvektion mit $Re = 230$. Rechts: Gemischte Konvektion mit $Re = 190$ und $Gr = 5900000$.

Die Abbildung 2 zeigt die 2D-Visualisierung des gemittelten Geschwindigkeitsfeldes und die dazugehörigen RMS-Werte für erzwungene und gemischte Konvektion. Gemittelt wurde hierbei über 160 Doppelbilder bei 5 Hz. Zwischen Kühl- und Heizplatte herrschte bei der gemischten Konvektion eine Temperaturdifferenz von 80,7 K und die Auslassgeschwindigkeit lag im Mittel bei ca. 0,36 m/s. Die angegebene Reynoldszahl ist auf die Auslasshöhe von 10 mm bezogen. Bei der Farbkodierung der Darstellung des Geschwindigkeitsfeldes handelt es sich um den Betrag der beiden Geschwindigkeitskomponenten u und v . Beim Vergleich von erzwungener und gemischter Konvektion ist durch die thermische Konvektion eine im Mittel deutlich stärkere Rollenstruktur, sowie aus den RMS-Werte, höhere Turbulenz abzulesen.

Literatur:

- XIA, SUN und ZHOU, Particle image velocimetry measurement of the velocity field in turbulent thermal convection. *Physical Review E* **68**, 066303 (2003)
- SHANKAR, MELESHKO und NIKIFOROVICH, Slow mixed convection in rectangular containers, *J. Fluid Mech.*, **471**, pp. 203-217 (2002)
- EVANS, GREIF, SIEBERS und TIESZEN, Turbulent mixed convection from large, high temperature, vertical flat surface, *Heat and fluid flow*, **26**, pp 1-11, (2005)
- SEZAI und MOHAMAD, Natural convection in a rectangular cavity heated from below and cooled as well as the sides, *Physics of fluid*, **12**, 432 (2000)

weiteres Vorgehen:

Die bisher gewonnenen Daten werden weiter ausgewertet und, soweit möglich, mit numerischen Berechnungen verglichen. Hiernach sind an einer verbesserten Zelle weiter PIV-Messungen mit Variation verschiedener Parameter, zur Bestimmung des optimalen Betriebspunkt vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: El-Sayed Zanoun

Institution: LAS BTU-Cottbus

Adresse: Fakultätgebäude 3
Postfach 10 13 44
Siemens-Halske-Ring

Telefon: 0355-69 51 27

Telefax: 0355-69 48 91

e-mail : zanoun@tu-cottbus.de

weitere Partner: M. Kito, C. Egbers

Thema: Development Length of Turbulent Flow in Smooth Pipe Facility

Ausgangssituation: Understanding the fully developed turbulence and its basic properties in smooth pipe flow represents one of the major interests of engineers and scientists. Numerous investigations, recently, appeared [e.g. Barenblatt, (1997), Zagarola & Smits (1998), Wei et al. (2005), Zanoun et al. (2005)], studying fully developed turbulent pipe flows and yielding a general belief that the mean flow properties of such kind of flows are fully understood. This is not the case, since a discrepancy through investigations on the minimum entrance length (L) needed to assure the fully developed flow does exist. For instance, Nikuradse (1932) concluded by comparing the mean velocity profiles at successive streamwise distances from the pipe inlet that flow was fully developed between 25-40 of pipe diameter (D). In a similar way, Laufer (1954) claimed a full development length at 30D based on the measured mean velocity distribution. Abell et al. (1974) recommended an entrance distance between 71.9 and 86.2D with tripping the flow at the pipe entrance to achieve a fully developed flow, see also Patel (1974). More recently, Zagarola and Smits (1998) found that an entrance length of 160D without tripping the flow at the pipe entrance is needed to assure the fully developed state of turbulence in the pipe flow.

In spite of the above cited efforts, no quite clear criteria to assume an exact entrance length for the fully developed flow in pipes exist, since it is mainly affected by factors such as the turbulence intensity level at the pipe entrance, tripping device, surface roughness, etc. Hence, no absolute length was defined, however, it becomes common in fluid mechanics community to exceed the entrance length proposed e.g. by Nikuradse (1932) by large enough L/D to assure the state of full development of the flow. In addition, a controversy discussion regarding the dependence of the frictional loss and normalized form of the mean velocity distribution on the state of turbulent pipe flow still exists.

Ziel: The main purpose of the present work is to provide a good basis for assessing questions regarding the dependence of the mean and fluctuating velocities as well as the frictional loss along a smooth pipe flow test section on the development length of the turbulent flow for $Re_m \leq 10^5$ where Re_m is the Reynolds number based on the bulk flow velocity and the pipe diameter.

Lösungsweg: The present research program is designed mainly into two different phases. In the current phase, a small pipe test facility was built up at the Department of Aerodynamic and Fluid Mechanics (LAS) of BTU Cottbus to study the development of turbulent pipe flows for different entrance conditions. The pipe has a diameter of 32 mm and length-to-diameter ratio up to 180. Studies are carried out with particular attention being given to the bulk flow velocity, the centreline mean velocity, the centreline velocity fluctuations, the mean velocity profiles and the wall friction data. Hence, measurements are conducted to explore the issue of the skin frictional law and to provide further information about flow development length at different flow conditions and its effect on the law of the wall.

Ergebnis: The present research is triggered by recent publications claiming that there is a strong effect for the pipe inlet condition and the inlet length on the state of the development of the flow, and therefore on the law of the wall. The current phase covers the application of some advanced measuring techniques, e.g. LDA and HWA, for evaluating, quantitatively, the mean flow characteristics and turbulence statistics for $Re_m \leq 10^5$.

The first preliminary centreline velocity fluctuations were measured at different Reynolds numbers and the results are presented in the figure shown below. The present centreline velocity fluctuations are complemented by results of Fisher (1999) at the lower end of the Reynolds number. It is worth noting that the present centreline measurements were carried out using the hot-wire anemometry without tripping the flow at the pipe entrance. On the other hand, the measurements of Fisher (1999) were carried utilizing the LDA using tripping, i.e. inlet fence, of different ratios. The figure clearly shows that the turbulence fluctuations at the pipe centreline monotonically increase with increasing Reynolds number and significantly depend on tripping the flow at the pipe inlet. More results and discussions will be presented in the full version of the manuscript.

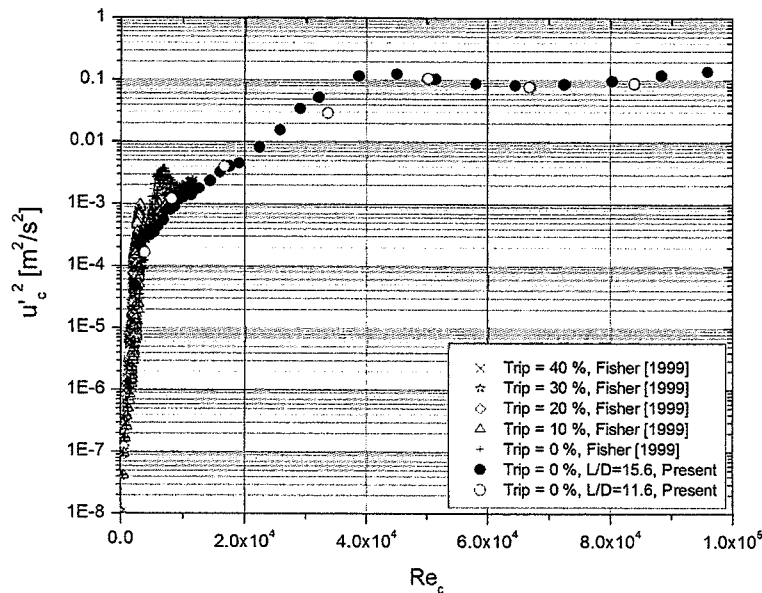


Fig. 1 Centreline Velocity Fluctuations from Present Measurements Complementated by Results of Fisher (1999) for $Re_m \leq 10^5$.

Literatur:

- Abell, C. J., 1974, "Scaling laws for pipe flow turbulence," PhD thesis, University of Melbourne, Australia.
 Barenblatt, G. I., Chorin, A. J., Prostokishin, V. M., Feb. 1997, "Scaling Laws for Fully Developed Turbulent Flow in Pipes: Discussion of Experimental Data," Proc. Natl. Acad. Sci. Vol. 94, Applied Mathematics, pp. 773.
 Fischer, M., 1999, "Turbulente wandgebundene Strömungen bei kleinen Reynoldszahlen," Dissertation, Universität Erlangen Nürnberg.
 Laufer, J., 1953, "The Structure of Turbulence in Fully Developed Pipe Flow," Report 1174, Nat. Adv. Comm. Aero.
 Monkewitz, P. A., Nagib, H. M., 2004, "The Asymptotic Structure of High-Reynolds Number Boundary Layers," IUTAM.
 Nikuradse, J., 1932, "Gesetzmäßigkeiten der Turbulenten Strömung in glatten Röhren, Forschungsh," Ver deutsch. Ing., 356.
 Oberlack, M. 2001, "A unified approach for symmetries in plane parallel turbulent shear flows," J. Fluid Mech. 427, 299.
 Patel, R., 1974, "A note on fully developed turbulent flow down a circular pipe," Aeronaut. J, 78, 93-97.
 Vosnik, M., Castillo, L., and George, W., 2000, "A Theory for Turbulent Pipe and Channel Flows," J. Fluid Mech. 421, 115.
 Zagarola, M. V., and Smits, A. J., 1998, "Mean-Flow Scaling of Turbulent Pipe Flow," J. Fluid Mech. 373, pp. 33.
 Zanon E.S., Durst F., and Nagib H., 2005, "Scaling Laws for Turbulent Channel and Pipe Flows over a Wide Range of Reynolds Number," 4th Int. Conf. on Heat Transfer, Fluid Mech. and Thermodynamics, HEAT2005, 19-22 September 2005, Cairo, Egypt.

weiteres Vorgehen: In the next phase, flow will be triggered at the pipe entrance using different tripping devices to induce turbulence at lower values of the Reynolds number and to accelerate the state of the fully developed flow at shorter inlet length.

Datum: 30.06.06

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Carmen Böttcher, Volker Hannemann, Heinrich Lüdeke

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

DLR Braunschweig / DLR Göttingen

Adresse: Lilienthalplatz 7

38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2831

Telefax: 0531/295-2320

e-mail: carmen.boettcher@dlr.de

Thema: Erweiterung des DLR TAU-Codes zur Simulation magnetohydrodynamischer Effekte auf eine ionisierte Hyperschallströmung

Ausgangssituation: Bei hypersonischen Flügen treten Stöße auf, hinter denen extrem hohe Temperaturen eine natürliche Ionisation des Gases verursachen. Bereits in den 50er Jahren kamen erste Ideen auf, mithilfe der Wirkung von Magnetfeldern auf die ionisierte Strömung den Stoßabstand sowie den Wärmefluss günstig zu beeinflussen. Es entwickelte sich die Theorie der Magnetohydrodynamik (MHD) – der Wechselwirkung eines elektrisch leitenden Fluids mit elektrischen und magnetischen Feldern.

Der Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) ist in der Lage, Hyperschallströmungen zu generieren. Die in den Experimenten lokal auftretenden hohen Temperaturen reichen aus, um elektrisch geladene Teilchen zu erzeugen. Der Grad dieser Ionisation ist für die üblichen aerodynamischen Untersuchungen vernachlässigbar, aber hinreichend groß, um eine Beeinflussbarkeit der Strömung durch Magnetfelder zu ermöglichen. Es sind dementsprechende Experimente geplant, um die natürliche (thermische) Ionisation der

HEG-Strömungsfelder in Kombination mit angelegten Magnetfeldern zur Untersuchung magnetohydrodynamischer Effekte zu nutzen.

Der DLR TAU-Code ist ein Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen bzw. der reynoldsgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Neben zahlreichen anderen Anwendungsmöglichkeiten in Forschung und Industrie dient er zur numerischen Unterstützung experimenteller Untersuchungen im HEG. Zu diesem Zweck wurde er um die Berücksichtigung von Hochtemperatureffekten der Luft als Gemisch neutraler Gase erweitert.

Ziel: Ziel ist die Erweiterung des DLR-TAU Verfahrens zur Simulation des Einflusses magnetischer Felder auf eine thermisch ionisierte Hyperschallströmung. Der ergänzte Code soll insbesondere der Begleitung der magnetohydrodynamisch ausgerichteten Experimente im HEG dienen.

Lösungsweg: Die notwendigen Erweiterungen lassen sich wie folgt gliedern: Beschreibung des vorgegebenen Magnetfeldes, Modellierung des Magnetfeldeinflusses auf die Strömung sowie Modellierung des ionisierten Gases einschließlich der Bestimmung der elektrischen Leitfähigkeit. Angelehnt an mögliche Experimente im HEG werden als Magnetfelder ein homogenes Feld sowie ein rotationssymmetrisches Dipolfeld betrachtet. Der Einfluss des Magnetfeldes wird mittels eines Quellterms formuliert, was eine vereinfachte Näherung darstellt für den Fall, dass die von der Strömung induzierten Magnetfelder vernachlässigbar sind [1,2]. Die Modellierung der Transportkoeffizienten der ionisierten Luft erfolgt mittels Berechnungen aus den Kollisionsintegralen nach Bottin [3] und Abeele [4].

Entsprechend der Auslegung der Experimente wird als Zielkonfiguration ein rotationssymmetrisches Kugelschalen-Zylinder-Modell untersucht. Der Radius der Kugelschale beträgt 0.08 m. Die Berechnungen erfolgen zweidimensional und laminar. Die Anströmgeschwindigkeit beträgt $Ma=9$, der Anstellwinkel $\alpha=0^\circ$, und die Reynoldszahl liegt bei 33340/m.

Unter der Annahme eines perfekten Gases wird zunächst eine Referenzlösung ohne Magnetfeld ermittelt. Daraufhin wird das gewählte Magnetfeld hinzugenommen und die neue Lösung mit der Referenzlösung verglichen. Zur Berechnung des Einflusses des Magnetfeldes auf die Strömung wird hierbei zunächst ein konstanter Wert für die elektrische Leitfähigkeit von $\sigma=1470$ S/m (Siemens pro Meter, $1S=1/\Omega$) gewählt [1]. Im nächsten Schritt wird die Modellierung für perfektes Gas durch die Modellierung für chemisches Gleichgewicht ersetzt und, zunächst ohne Einfluss des Magnetfeldes, lokal die Entwicklung der elektrischen Leitfähigkeit untersucht. Schließlich wird das Magnetfeld hinzugenommen und die Entwicklung des Stoßes in Abhängigkeit von der lokalen elektrischen Leitfähigkeit und den magnetohydrodynamischen Effekten analysiert. Beide Gasmodelle, perfektes Gas bzw. Realgas im chemischen Gleichgewicht, dienen als Vorstufen für die komplexere Modellierung der Luft im chemischen Nichtgleichgewicht, die erst den direkten Vergleich mit Experimenten im HEG zulassen wird.

Ergebnisse: Bild 1 zeigt das aufgeprägte Dipolfeld, dessen Symmetrieachse mit der Symmetrieachse des angeströmten Körpers zusammenfällt. In Bild 2 sind Isobaren der Referenzrechnung dargestellt, in Bild 3 ist die Entwicklung der Isobaren unter Einfluss des Dipolfeldes zu sehen. Angenommen wurde hierbei die genannte konstante elektrische Leitfähigkeit von $\sigma=1470$ S/m in einem idealen Gas.

STAB

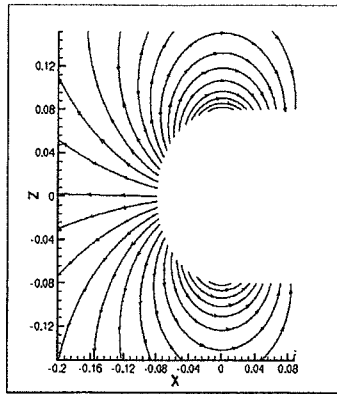


Bild 1: Magnetfeld des Dipols

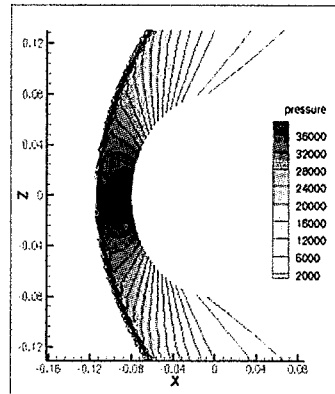


Bild 2: Isobaren ohne MHD-Einfluss

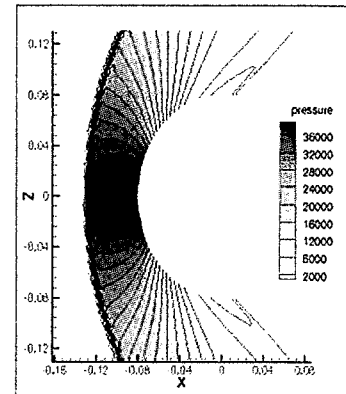


Bild 3: Isobaren mit MHD-Einfluss

Bild 3 zeigt gegenüber Bild 2 eine deutliche Vergrößerung des Stoßabstandes sowie ein Abflachen der Isolinen.

In Bild 4 ist die Verteilung der elektrischen Leitfähigkeit im Strömungsfeld für Luft im chemischen Gleichgewicht dargestellt. Neben dem deutlich geringeren Stoßabstand fällt das niedrigere Niveau der Leitfähigkeit auf. Während gemessen an Erfahrungen mit Rechnungen im chemischen Nichtgleichgewicht die Annahme eines idealen Gases deutlich zu hohe Temperaturen vorhersagt, liegt im chemischen Gleichgewicht die Temperatur direkt hinter dem Stoß mit knapp unter 6000 K einige tausend Kelvin zu niedrig.

Der im Bild 5 sichtbare, starke Anstieg der Leitfähigkeit mit der Temperatur (Gleichgewicht, Staudruck 39000 Pa) veranschaulicht die Anpassung des konstanten Wertes für die obigen Rechnungen mit idealem Gas.

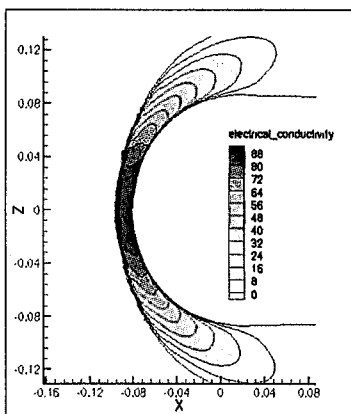


Bild 4: Elektrische Leitfähigkeit

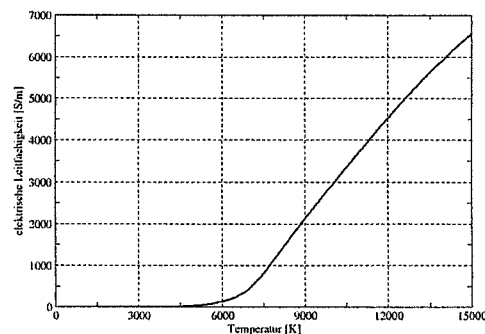


Bild 5: Elektrische Leitfähigkeit von Luft im Gleichgewicht bei 39000 Pa bei

Im finalen Bericht soll die Annahme eines chemischen Gleichgewichtes und Berechnung der lokalen elektrischen Leitfähigkeit mit der Einwirkung eines Magnetfeldes kombiniert und die resultierende Entwicklung des Stoßes untersucht werden.

Literatur:

1. Poggie, Jonathan; Gaitonde, Datta V.: Computational Studies of Magnetic Control in Hypersonic Flow; AIAA Paper 2001-0196, Reno, Januar 2001.
2. Gaitonde, Datta V.; Poggie, Jonathan: Implicit Technique for Three-Dimensional Turbulent Magnetoaerodynamics; AIAA Journal, Vol. 41, No. 11, November 2003.
3. Bottin, Benoit: Aerothermodynamic Model of an Inductively-Coupled Plasma Wind Tunnel; VKI 1999.
4. Vanden Abeele, David: An efficient Computational Model for Inductively Coupled Air Plasma Flows under Thermal and Chemical Non-Equilibrium; VKI 2000.

weiteres Vorgehen: Zunächst soll die vereinfachte Quellterm-Formulierung anhand von Vergleichen mit Ergebnissen aus der Literatur verifiziert werden.. Im Folgenden sind die Untersuchung und Implementierung der Wechselwirkungen von Fluid und Magnetfeld geplant (Hall-Effekt, vollständiges MHD-System). Für weitere Rechnungen soll als Gasmodell Luft im chemischen Nichtgleichgewicht betrachtet und um die Bestimmung der lokalen Leitfähigkeit erweitert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Hyperschallaerothermodynamik

Autoren: Dr.-Ing. Ognjan Božić,
Dr.-Ing. José M. Longo

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3326
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: ognjan.bozic@dlr.de

weitere Partner: MT Aerospace, ESA-ESTEC

Titel (deutsch): Berechnung der kritischen Wärme- und Drückbelastungen von Steuerungsklappen unter chemischen Nichtgleichgewicht-Bedingungen

Title: Calculation of critical Heat and Mechanical Loads for the Flaps of the EXPERT Capsule under Chemical Non-equilibrium Flow Condition

Ausgangssituation: The primary objective of the ESA Project EXPERT is (1) to provide with a test-bed for the validation of aerothermodynamics physical-models, codes and ground test facilities in a representative flight environment; (2) to improve the understanding of issues related to analysis, testing and extrapolation to flight. Various candidate shapes were analysed and traded-off. The retained solution consists of a low-cost re-entry capsule (mass 360 kg) with conical shape and blunt-nose, to be launched by a Russian submarine - based VOLNA sub-orbital launcher (which employs the R-29R missile). EXPERT is designed for sub-orbital flights with a re-entry velocity range from 5 to 7 km/sec. Three recurring flights, with dedicated flight units are envisaged. The foreseen landing site is the Russian military base in the Kamchatka peninsula.

In the frame of EXPERT project DLR is proposing a flight experiment on shock-wave boundary-layer interaction (SWBLI) with flow reattachment on control surfaces to improve our understanding about flap efficiency and heating due to high temperature effects, radiation, cooling effects, transition, turbulence (unsteadiness) and strong viscous hypersonic interaction. The payload shall consist of a passive and simple representative space-vehicle ceramic-flap with actuator, equipped with reliable instrumentation. All flaps and flap components, like actuator and sensors housing will be design and manufactured by MT Aerospace. The instrumentation of the flaps is responsibility of DLR.

Ziel: The objective of the present study is to estimate for the most critical flight condition the maximal aerothermodynamic loads on the capsule surface, with especial emphasis on the flaps and their surrounding by means of CFD.

Lösungsweg: The EXPERT capsule-geometry is available from ESA-prime contractor. For the CFD solution a hybrid 3D grid with 25.6 mill. elements is created with the grid generator CENTAUR. Simulation of the 3D flow around the capsule configuration are here done with the DLR unstructured Navier-Stokes Code TAU. For hypersonic flow, the discretization of the convective fluxes is realised with a 2nd order AUSM DV type upwind schema. The integration in time to steady state is accomplished with a 3-stage Runge-Kutta schema.

Turbulence is simulated with the one-equation Spalart-Allmaras turbulence model. The selected flow conditions are Mach number 16.3, velocity 6.0 km/s, altitude 39.2 km (worse realistic case for mission 2.2a). The flow is assumed in chemical non equilibrium condition, the capsule surface as radiation-adiabatic ($\epsilon=0.85$) with: (a) fully turbulent flow and fully catalytic surface behaviour (b) laminar flow and non catalytic surface condition.

Ergebnis: The CFD results for temperature, heat flux and surface pressure calculated for the selected critical flight condition show that the proposed concept for the instrumentation of both flaps and the capsule surfaces underneath the flaps is, in agreement with preliminary studies, technical feasible.

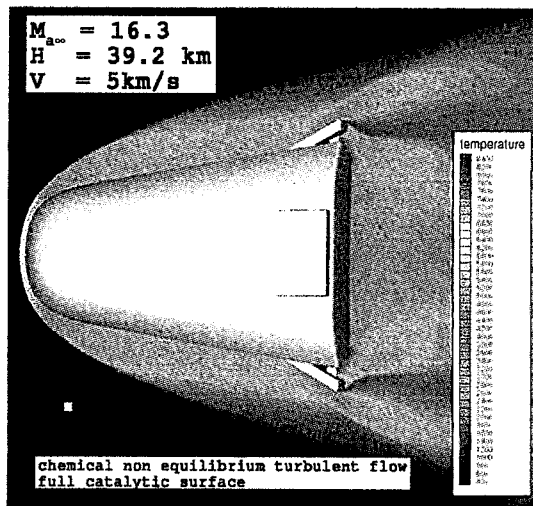


Fig.1. Flow field temperature distribution around EXPERT capsule (symmetry plane)

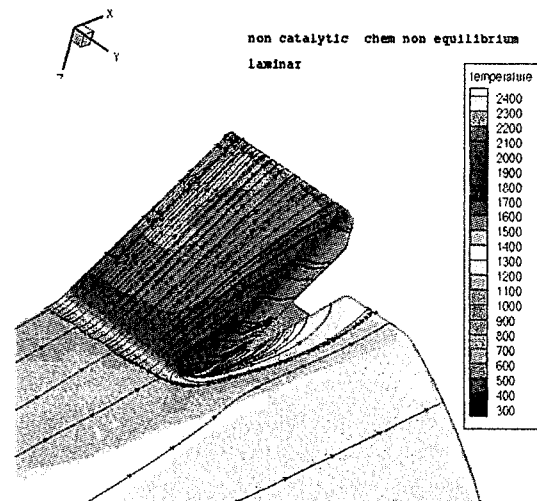


Fig. 2: Distribution of streamlines around the flaps for non catalytic and laminar flow (CNE case $M_a=16.3$, $V=5000$ m/s)

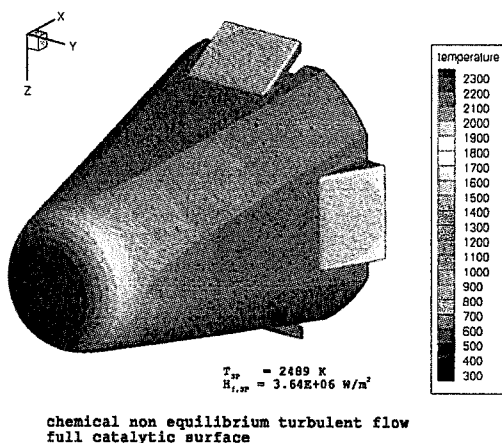


Fig. 3: Surface temperature distribution of EXPERT capsule

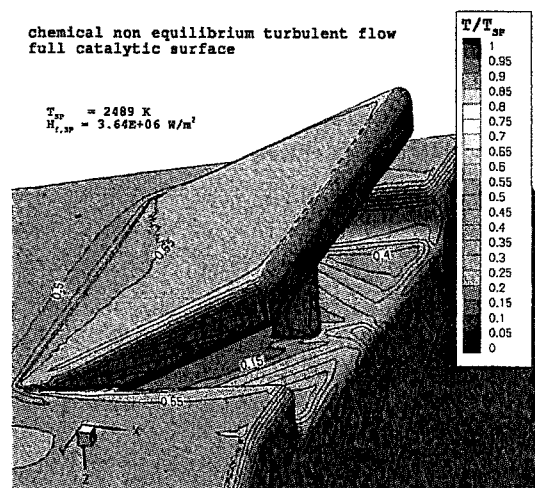


Fig. 4: Computed surface temperature distribution T/T_{sp} on the flap (related to temperature in stagnation point)

Weiteres vorgehen: CFD correlations with measurements in the High Enthalpy facility Göttingen as reference design data prior the flight.

Datum: 10.06.2006

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Hyperschallaerothermodynamik**Ansprechpartner:** Dipl.-Ing. Javier Bartolomé Calvo, Dr. Andreas Mack, Dr. Ognjan Bozic**Institution:** DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik**Adresse:** Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig**Telefon:** 0531-295-3312**Telefax:** 0531-295-2320**e-mail:** javier.bartolomecalvo@dlr.de**weitere Partner:****Thema:** Multidisciplinary Simulation of Hypersonic Heating

Ausgangssituation: A body moving at hypersonic speed develops a front shock wave around its front part. The air is compressed, heated, and decelerated by this shock. At the nose region of the body, a large convective heat transfer occurs. Consequently, a heat flux develops from the hot air flow behind the shock to the body surface, which is conducted to its inner parts. The nose of the body can be extremely heated depending on many factors, such as the flight time, the surface material, and its geometry. A reliable and accurate design of the body structure needs the coupling of flow and structure codes to analyse the thermal behaviour of the vehicle. Indeed, a coupled analyse of the body heating is necessary to know the maximal temperature that the vehicle reaches, as well as its unsteady evolution. The main difference of a coupled simulation with respect to a Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis is that in the first case the amount of heat which is conducted into the structure and along the surface is taken into account. In this work, the heating of a sub-orbital projectile accelerated by an electromagnetic launcher is studied. The vehicle should be capable to leave meteorological payloads at an altitude of 115 Km and follows a ballistic trajectory with an initial Mach number of 6,23. To analyse the heating of the structure, multidisciplinary simulations are performed by means of a DLR software environment which couples flow and structure codes, developed within the IMENS (Integrated Multi-disciplinary dEsign of hot Structures) project. The simulation codes are the DLR Tau code, and the commercial structure solver Ansys.

Ziel: The purpose of the work is to compare two different approaches for the computation of the temperature at the stagnation point and inside the structure along the trajectory of a hypersonic vehicle. The first approach is the classical pre-design engineering method which uses a Fay-Riddell expression in addition to analytical solutions of the heat diffusion equation. It estimates the temperature at the surface of the vehicle along the trajectory. The second and complete approach is a fully fluid-thermal coupled simulation of the projectile along its trajectory. The analysis has been done for two ceramic materials: C/C-SiC and Whipox.

Lösungsweg: For the engineering pre-design approach, a code in Fortran which calculates the unsteady evolution of the temperature at the stagnation point has been developed. For the coupled simulation, at first, a steady state coupled simulation at the first point of the trajectory is performed. Then, an unsteady simulation for the same point is done to verify that the algorithm works by reaching the steady state temperature. Finally, the evolution of the temperature along the trajectory is obtained and compared with the engineering method. Only the noscap of the vehicle has been analysed.

STAB

Ergebnis: The figure shows the evolution of the temperature along the trajectory for the C/C-SiC material, and the temperature field around the nosecone after 4 seconds for both ceramic materials. In Fig.1a, three methods are compared, the coupled simulation, the radiative equilibrium temperature for an isolated body obtained with DLR-Tau, and the pre-design method. The maximal temperature in the coupled method is reached after 0,76 seconds with a value of 1948K, well under the 2439K of the radiative equilibrium temperature at the first point of the trajectory. In the pre-design method the maximal temperature is also reached after 0,76 seconds with a value of 2181,8 K. The difference between both maximal temperatures is 231K and their evolutions are almost parallel over the time. The temperature of the vehicle tends to the radiative equilibrium one for an isolated body. In Fig. 1b the temperature field at time equal to four seconds is shown, the difference in the structure temperatures due to the different properties of the materials is presented.

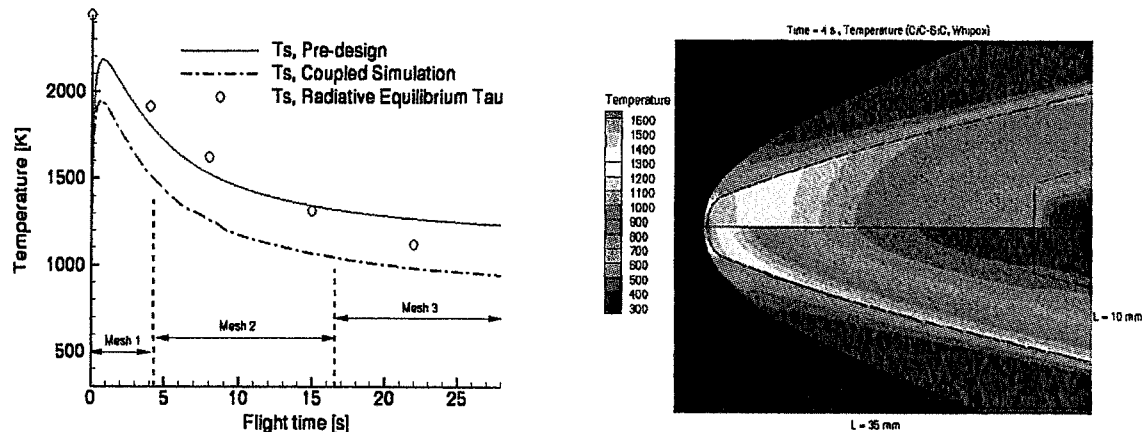


Fig. 1 – a) Temperature evolution along the trajectory. Comparison between the coupled method, the pre-design engineering method, and the radiation adiabatic solution obtained with the DLR Tau code. b) Temperature inside and on the flow field, $t = 4$ s. Over: C/C-SiC, under: Whipox.

Literatur:

- [1] O. Bozic, J.M. Longo, P. Giese, and J. Behrens: *High-end concept based on hypersonic two-stage rocket and electromagnetic railgun to launch micro-satellites into low-earth-orbit*, Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Cologne, Germany (2004).
- [2] R. Schäfer, A. Mack, E. Burkard, and A. Gülhan: *Fluid-Structure interaction on a generic model of a reentry vehicle nosecone*, ICTS Fifth congress on thermal stresses and related topics, Blackburg, USA (2003).

weiteres Vorgehen:

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Carl Dankert, Hannes Otto^(*)

Institution DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Bunsenstrasse 10 Telefon: 0551 / 709-2322
37073 Göttingen Telefax: 0551 / 709-2800
Email: Carl.Dankert@dlr.de

^(*)Lilienthalplatz 7 Telefon: 0531 / 295-3359
38108 Braunschweig Telefax: 0531 / 295-2320
Email: Hannes.Otto@dlr.de

Thema Experimentelle Untersuchung und numerische Simulation an einem
Flugkörper-Radom bei Mach 6

Ausgangssituation: Forderungen an die Flugleistungen künftiger Flugkörpersysteme zielen unter anderem darauf ab, die Fluggeschwindigkeit bis in den Bereich des Hyperschalls zu steigern und dabei gleichzeitig in Bodennähe zu agieren. Als Folge davon werden sich an fast allen Baugruppen zunehmende thermische und mechanische Belastungen ergeben, deren Quantifizierung die Bereitstellung geeigneter experimenteller Untersuchungseinrichtungen erforderlich macht. Den neuen Anforderungen Rechnung tragend, wurde im Rahmen des DLR-Projektes HaFK der Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) für die Durchführung von Experimenten an Flugkörpern unter den Bedingungen des bodennahen Fluges bei Mach 6 umgebaut.

Ziel: Qualifizierung des HEG für künftige Untersuchungen bei Mach 6 in Bodennähe durch Bestimmung von Druck- und Wärmelasten am Modell des Flugkörper-Radoms experimentell und unter Anwendung von CFD-Rechnungen.

Lösungsweg: Die neue Mach 6 Düse des HEG wurde mit Luft als Testgas bei Ruhedrücken von 390 bar und Ruhetemperaturen von 1800K gefahren. Das ergibt in der Messkammer einen Strömungskern von 292 mm Durchmesser mit Machzahl 6,1 bei einem statischen Druck von 0,19 bar und einer statischen Temperatur von 201 K. Die Anströmgeschwindigkeit ist 1750 m/s bei einer Versuchszeit von einigen Millisekunden. Die simulierte Flughöhe liegt bei 11 km. Als Radommodell dient eine Ogive mit 80 mm Durchmesser, bestückt mit sieben Thermosensoren und sechs Drucksensoren. Bild 1 zeigt eine Schlieraufnahme des Radoms im HEG bei 5° Anstellwinkel. Der Bugstoß vor dem Modell ist deutlich zu sehen, wie auf die Verdichtungsstöße der permanent im Kanal eingebauten Sonden oben im Bild, die seitlich versetzt eingebaut sind und nicht mit dem Modell in der Mitte wechselwirken.

Laminare und turbulente CFD-Rechnungen werden mit dem DLR-Tau-Code unter Anwendung des AUSM-DV Schemas durchgeführt. Bild 2 zeigt die Geometrie des adaptierten Gitters in der Symmetrieebene. Zur Beschreibung der Turbulenz kommt das $k\omega$ -Modell nach Wilcox zum Einsatz. Durch Vergleich der laminaren mit den voll turbulenten Rechnungen lässt sich ein laminar-turbulenter Umschlag in der Grenzschicht identifizieren. In diesem Bereich, bei etwa $x=3$ mm, wird bei weiteren turbulenten Rechnungen Transition gesetzt.

Ergebnis: Die Ergebnisse der gemessenen Wanddrücke bei Mach 6,1 sind in Bild 3 aufgetragen. Die Position $x=0$ stellt die Spitze des Radoms dar, $x=90$ mm das hintere Ende mit einem Durchmesser von 80 mm. Die gezeigten hinteren fünf Messpunkte sind Wanddruckmessungen am 5° abgestellten Modell,

der erste Messpunkt wurde mit einer Pitotsonde gemessen. Die zugehörige CFD Rechnung mit dem TAU Verfahren ist als durchgezogene Linie eingezeichnet und stimmt sehr gut mit den Messungen überein. In Bild 4 sind die gemessenen und gerechneten Wärmeübergänge dargestellt. Die sechs Thermosensoren liegen auf der unteren Mantellinie des Modells. CFD-Rechnungen und Messungen passen auch hier beim Wärmeübergang, der sehr sensibel auf Transition reagiert, gut zusammen.

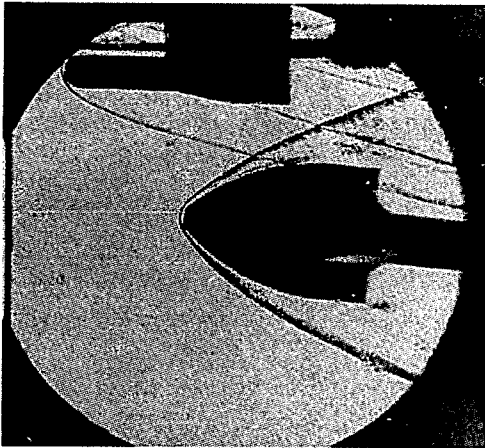


Bild 1: Schlierenaufnahme des Radommodells im HEG bei Mach 6 und 5° Anstellwinkel

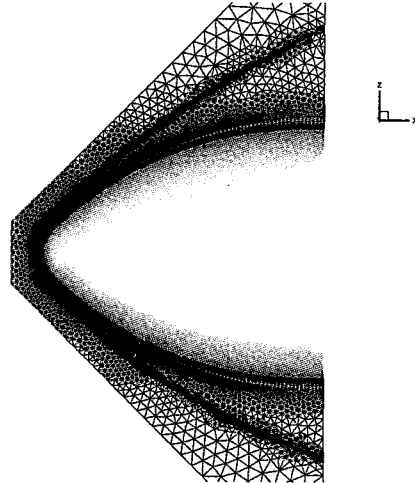


Bild 2: Radommodell und hybrides adaptiertes Netz in der Symmetrieebene

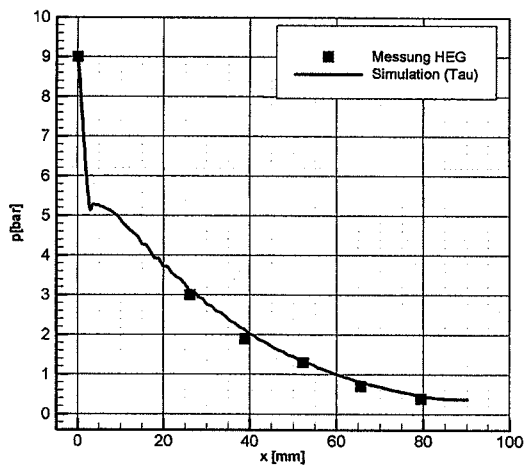


Bild 3: Wanddrücke bei $\alpha=5^\circ$

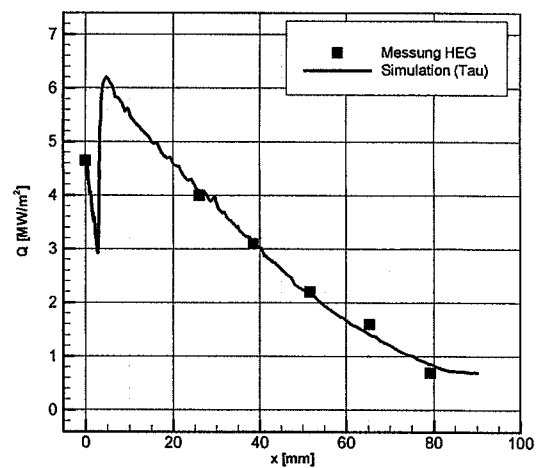


Bild 4: Wärmeübergang bei $\alpha=5^\circ$

Weiteres Vorgehen: Durchführung weiterer Experimente zur Ermittlung der aerodynamischen Belastung bei Mach 6 für verschiedene bodennahe Flughöhen und bei unterschiedlichen Anstellwinkeln. Numerische Simulation der Wechselwirkung zwischen Strömung und Struktur zur Analyse der Entwürfe von Domkonfigurationen und zur Bestimmung der aerothermischen Entwurfsgrenzen.

Datum: 30.06.06

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Th. Eggers

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 05 31 295 2436

Telefax: 05 31 295 2320

e-mail: Thino.Eggers@dlr.de

Weitere Partner:

Dr.-Ing. J.M.A. Longo; J. Turner; M. Hörschgen; A. Stamminger; Dr.-Ing. A. Gülhan

Thema:

SHEFEX – A First Aerodynamic Post-Flight Analysis -

Ausgangssituation:

In order to achieve a low cost access to space by keeping the reliability at a high level, the design cycle duration has to be reduced and the service and refurbishment of space vehicles have to be simplified. Design tools like CFD or structure codes are to be improved with respect to physical modelling using accurate data from ground testing or flight experiments. Although ground testing still provides the main validation data and allows a better understanding of the physics, a complete simulation of the flight conditions is mostly not possible. Flight experiments are the only way to obtain validation data for the design or for prediction tools under real conditions. Complex geometries of the TPS components of operational space vehicles like the Space Shuttle lead to expensive manufacturing and maintenance processes. Flat panels with the same basic shape could be a realistic solution to reduce the costs and improve the aerodynamic performance of future space vehicles. Therefore, DLR decided to perform a simple flight experiment to prove the feasibility of a sharp edged vehicle concept with a faceted TPS.

Ziel:

The purpose of the SHarp Edge Flight EXperiment SHEFEX was the investigation of the aerodynamic behaviour and thermal problems of possible new shapes for future launcher or re-entry vehicles. The main focus was the improvement of common space vehicle shapes by application of faceted surfaces and sharp edges. The experiment has permitted the accurate investigation of the flow effects and their structural solution during the hypersonic flight from 90 km down to an altitude of 20 km.

Lösungsweg:

On Thursday, October 27, 2005 the SHarp Edge Flight EXperiment SHEFEX (Fig. 1) was successfully launched at the Andøya Rocket Range in northern Norway. One purpose of the experiment was the investigation of possible new shapes for future launcher or re-entry vehicles applying a shape with faceted surfaces and sharp edges. The main goal was to enable the time accurate investigation of the flow effects and their structural answer during the hypersonic flight

from 90 km down to an altitude of 20 km. During the flight surface pressures, temperatures and heat fluxes were measured and stored. The output of the flown inertial platform provides the complete flight mechanic description from lift-off until the deployment of the recovery system (Fig. 2). Additionally, by comparison with the platform data the two cameras which were installed for navigations purposes enable an exact analysis of the flight (Fig. 3).

Ergebnis:

The first results point out that the comparison of the flight data coming from DMARS platform, GPS and radar as well as the analysis of the onboard cameras is going to enable detailed analysis of the re-entry flight (Fig. 4) which, in a further step, also allows to rebuild the time dependent heating process of the external structure.

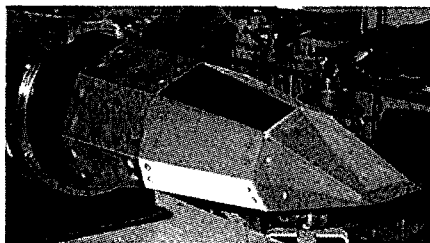


Fig. 1: The SHEFEX experiment

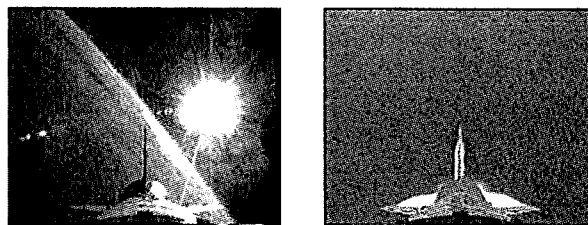


Fig. 3: Snapshots of the SHEFEX flight

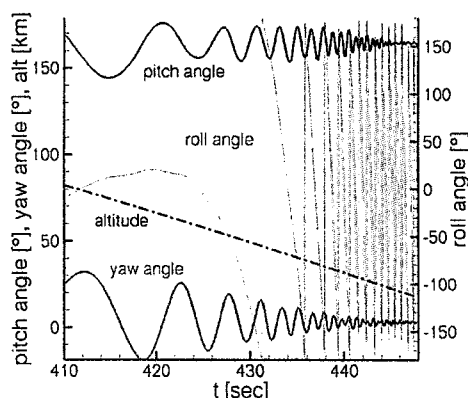


Fig. 2: Re-entry trajectory (DMARS data)

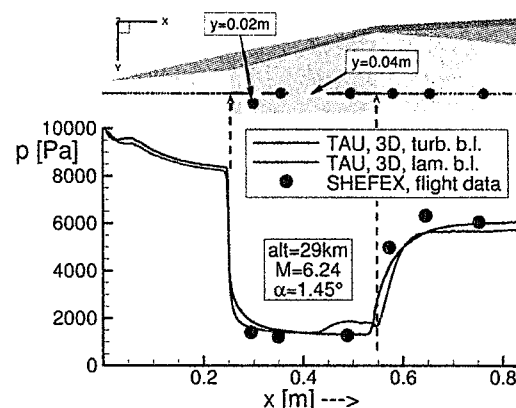


Fig. 4: Comparison of CFD and flight data

The proposed paper gives a brief overview about the SHEFEX flight campaign and discusses the main aerodynamic outcomes and drawbacks of the flight.

Weiteres Vorgehen:

Further sensitivity studies; assessment of the time dependent heating process

Literatur:

- [1] Eggers Th.: *Aerodynamic and Aerothermodynamic Layout of the Hypersonic Flight Experiment SHEFEX*, 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, November 2004.
- [2] Turner, J.; Hörschgen, M.; Turner, P.; Ettl, J.; Jung, W.; Stamminger, A.: *SHEFEX – The Vehicle And Subsystems for a Hypersonic Re-Entry Flight Experiment*, 17th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Sandefjord, Norway, June 2005.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Hyperschall

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. J. Linn, Dr.-Ing. M.J. Kloker

Institution:

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse:

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-63429

Telefax: (0711) 685-63438

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

Thema:

Numerische Untersuchungen zur Effusionskühlung

Ausgangssituation:

Bei Hyperschallflugkörpern ist der laminar-turbulente Grenzschichtumschlag (Transition) von großer Bedeutung, da bei turbulenten Über- und Hyperschallgrenzschichten der Widerstand und die Wärmebelastungen größer sind als bei laminaren Grenzschichten. Aus diesem Grund ist für die Designoptimierung und das Wärmeschutzsystem eine genaue Kenntnis der Transition erforderlich.

Zur Verringerung der Wärmebelastungen an der Oberfläche von Hyperschallflugkörpern kommen verschiedene Kühlungsmaßnahmen zum Einsatz, wie z.B. die Ablations-, Transpirations- und Effusionskühlung. Bei der hier behandelten Effusionskühlung oder Filmkühlung wird durch Schlitze oder Löcher an der Körperoberfläche ein Kühlgas in die Grenzschicht eingeblasen. Bei dieser Methode ändern sich die Laminarinstabilitäts-eigenschaften der wandgebundenen Scherschicht signifikant, was auf die Transition starken Einfluss hat.

Ziel:

Ziel der Untersuchungen ist es, mit Hilfe der direkten numerischen Simulation (DNS) Parameterbereiche auszuschließen, bei denen die durch Schlitze oder Löcher generierten Störungen durch das Einblasen von Kühlgas anwachsen, so dass es zur turbulenz-auslösenden Sekundärinstabilität kommt, welche negative Auswirkungen auf die Kühlwirkung an der Körperoberfläche hat.

Lösungsweg:

Die direkte numerische Simulation basiert auf den vollständigen instationären, drei-dimensionalen, kompressiblen, Navier-Stokes-Gleichungen in konservativer Formulierung, die mit Hilfe eines kompakten Finiten-Differenzen/Fourier-Spektral-Verfahrens gelöst werden.

Von Untersuchungen durch Malik [1] an kompressiblen Überschallgrenzschichten ist bekannt, dass das Absaugen an der Körperoberfläche zu einer Stabilisierung der Grenzschicht führt, während das Einblasen einen gegenteiligen Effekt (Destabilisierung) hat. Zudem zeigte er, dass die 1.-Mode (Wirbelstärkestörung) durch Wandkühlung stabilisiert und die 2.-Mode (Akustische Störung) destabilisiert wird.

Eigene Voruntersuchungen mit der Linearen Stabilitätstheorie (LST) haben ebenfalls gezeigt, dass es durch Einblasen von Kühlgas in eine Hyperschallgrenzschicht zu einer Destabilisierung der 2.-Mode kommt.

Mittels der DNS wird das Einblasen von Kühlgas über Schlitze und Löcher in eine adiabate Plattengrenzschicht bei Mach 6 simuliert. Die Kühlgasmenge und die Kühlgastemperatur ($T_c/T_w \approx 1/2$) werden bei allen Simulationen konstant gehalten. In der ersten Simulation wird über zwei hintereinander liegende, spannweitige Schlitze (Abstand in Plattentiefenrichtung: $s_x = 1,4 \cdot \delta$; Schlitzbreite: $b_{x, \text{Schlitz}} = 0,058 \approx 0,6 \cdot \delta$) das Kühlgas in die Grenzschicht eingeblasen. In der zweiten Simulation wird das Kühlgas bei gleicher Kühlgasmassenstromdichte $\rho v_{c, \text{max, Schlitz}}$ über einen spannweitigen Schlitz (Schlitzbreite: $b_{x, \text{Schlitz, neu}} = 0,087$) in die Grenzschicht eingeblasen. In den nächsten beiden Simulationen wird einmal das Kühlgas über zwei hintereinander liegende, spannweitige Lochreihen (spannweitiger Abstand: $s_z = 1,4 \cdot \delta$; Lochdurchmesser: $\phi_{\text{Loch}} = b_{x, \text{Schlitz}}$; $s_x = 1,4 \cdot \delta$) bzw. über zwei hintereinander liegende, spannweitige Lochreihen, wobei die zweite stromab liegende Lochreihe um den halben spannweitigen Abstand gegenüber der ersten Lochreihe versetzt ist, in die Grenzschicht eingeblasen.

STAB

Ergebnis:

In Abbildung 1 sind die Wandtemperatur für die o. a. Simulationen dargestellt. Beim Einblasen des Kühlgases über Schlitze (Abb. 1a und 1b) in die Grenzschicht stellt sich spannweitig stromab der Schlitze bzw. des Schlitzes eine niedrige Wandtemperatur ein, wobei beim Einblasen über zwei oder einen Schlitz (Abb. 1a und 1b) keine signifikante Temperaturunterschiede erkennbar sind. Beim Einblasen des Kühlgases über hintereinander liegenden Lochreihen (Abb. 1c) ändert sich die Wandtemperatur stromab nur sehr wenig. Sie variiert nur in Spannweitenrichtung. Bei den versetzten Lochreihen (Abb. 1d) ist die Kühlwirkung zwar größer als bei den hintereinander liegenden Lochreihen (Abb. 1c), aber doch deutlich schlechter als bei der Ausführung mit einem bzw. zwei Schlitzen (Abb. 1a und 1b). Bei versetzten Lochreihen variiert die spannweitige Wandtemperatur nicht ganz so stark wie bei hintereinander liegenden Lochreihen (Abb. 1c). Die Kühlwirkung beim Einblasen des Kühlgases über Schlitze in die Plattengrenzschicht ist deutlich effektiver als über Löcher, was der Wandtemperaturverlauf stromab zeigt. Bei den Schlitzten verteilt sich der gleiche Kühlgasmassenstrom auf eine größere Einblasfläche als bei den Löchern, was eine kleinere Einblasgeschwindigkeit zur Folge hat, wodurch das Kühlgas näher an der Wand bleibt und diese effektiver kühlt.

Durch das Einblasen von Kühlgas über Lochreihen werden stationäre 3-D Störungen (längswirbelartige Störungen oder Streaks) generiert. Diese Streaks wirken sich negativ auf die Stabilität der Grenzschicht aus.

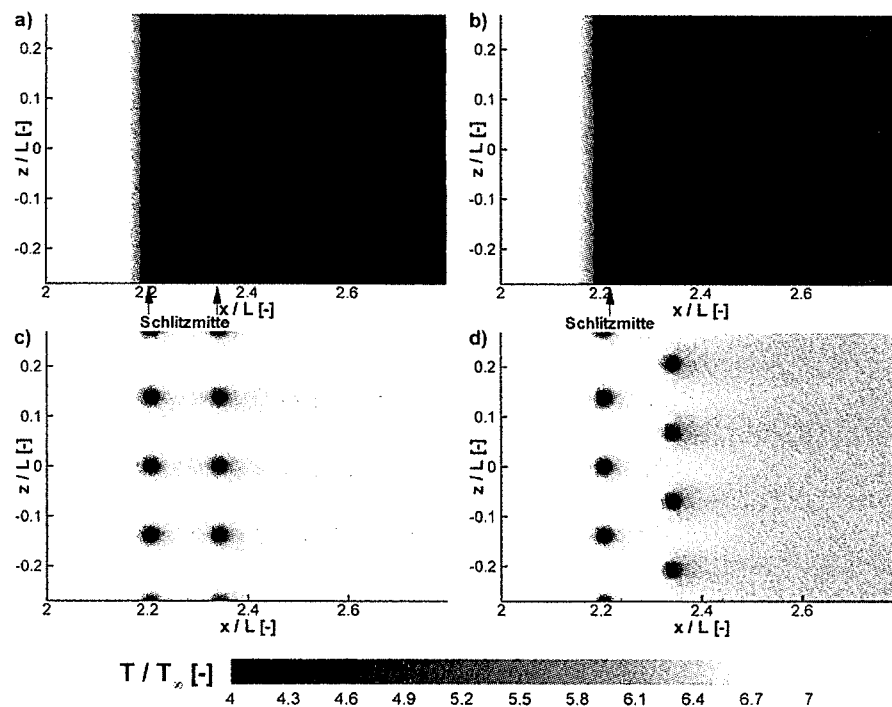


Abbildung 1: Wandtemperaturen beim Einblasen von Kühlgas aus zwei spannweitig hintereinander liegende Schlitz- (a), einen spannweitigen Schlitz (b), zwei hintereinander liegenden Lochreihen (c) und zwei hintereinander liegende versetzte Lochreihen (d) ($\rho v_{c,max,Schlitz} / \rho v_{c,max,Loch} \approx 0,19$; $\rho v_{c,max,Loch} / \rho u_\infty = 0,15$).

Literatur:

- [1] M.R. Malik: *Prediction and Control of Transition in Supersonic and Hypersonic Boundary Layers*, AIAA Journal Vol.27, S. 1487-1493, 1989

Weiteres Vorgehen:

Im nächsten Schritt werden zusätzlich instationäre Hintergrundstörungen in die vom Kühlgas deformierte Grenzschicht eingebracht. Überschreiten hierbei die Amplituden der Streaks einen bestimmten Schwellenwert und treten ungünstige Querabstände der Streaks auf, können die Hintergrundstörungen eine starke sekundäre Anfachung (Sekundärinstabilität) erfahren, was zu einer vorzeitigen Transition der Grenzschicht führen kann, die mit negativen Auswirkungen auf die Effusionskühlung verbunden ist.

Datum: 30. Juni 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Jan Martinez Schramm, Bodo Reimann
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Raumfahrzeuge
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen Tel: 0551 709 2800, FAX: 0551 709 2870 Email Jan.Martinez@dlr.de
Datum	13.06.2006.
Thema	Aerothermodynamische Untersuchung der Pre-X Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)
Situation	Seit 2000 führt die französische Raumfahrtbehörde CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) eine Machbarkeitsstudie über die Entwicklung eines Experimentalvehikels mit dem Namen Pre-X durch. In dieser Studie, an deren Ende der Bau eines Demonstrators mit 4 m Länge steht, hat die Aerodynamische Steuerung des Wiedereintritts höchste Priorität. Der Demonstrator Pre-X soll Flugdaten liefern, die die Genauigkeit der Vorhersagen für die Aerothermodynamik (ATD) und Belastbarkeit von Thermalschutzsystemen (TPS) verbessert. Die Abteilung Raumfahrzeuge im DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik ist für die Entwicklung der aerothermodynamischen Datenbank der Pre-X Konfiguration verantwortlich. Diese Datenbank wird mittels numerischen Berechnungen mit dem DLR Tau-Code erstellt. Zeitgleich erfolgen Windkanalversuche im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) zur Validierung der in den numerischen Verfahren implementierten Modelle für die chemische Modellierung der Reaktionskinetik innerhalb der Strömung. Als flugkolbengetriebenes Stoßrohr bietet der HEG einen weiten Bereich von Testbedingungen, die von Mach 6 bei niedrigen Flughöhen und entsprechend hohen Dichten über Mach 8 bei ca. 30 km bis hin zu hochenergetischen Wiedereintrittsströmungen reichen.
Ziel	Die Validierung der Rechnungen, die die bei den hohen absoluten Geschwindigkeiten des Wiedereintrittsfluges (ca. 6-8 km/s) auftretenden chemischen Reaktionen der Luft berücksichtigen, wird mit Hilfe von Messungen mit einem Windkanalmodell im HEG durchgeführt.
Lösung	Um Messdaten für diese Validierung zu erhalten wurde ein Windkanalmodell für den HEG entwickelt, konstruiert und gebaut. Die Abbildung 1 zeigt das Modell in der Messstrecke des HEG auf der rechten Seite; die Modelllänge beträgt 320 mm (M 1:13.75). Die Positionen der 30 Drucksensoren (blau) und der 67 Thermoelemente (rot) auf der Modelloberfläche sind in Abbildung 1 links schematisch dargestellt. Mit dem Modell lassen sich neben unterschiedlichen Anstellwinkeln und Schiebewinkeln auch Anstellungen der Klappen gegenüber der Strömung realisieren.

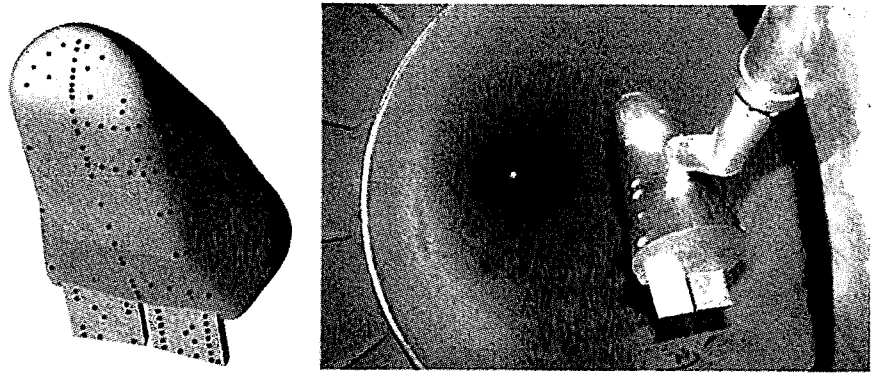


Abbildung 1: Positionen der Sensorik auf der Modelloberfläche (links) und Modell in der HEG Messstrecke (rechts)

Ergebnis Ein Vergleich zwischen den numerisch und experimentell gewonnenen Ergebnissen zeigt Abbildung 2. Aufgetragen ist hier der auf den Staupunktswert normierte Wärmestrom auf der Modelloberfläche für die HEG Versuchsbedingung I ($h_0 = 22 \text{ MJ/kg}$, $\rho_\infty = 1.7 \text{ g/m}^3$, $u_\infty = 5.9 \text{ km/s}$) bei einem Anstellwinkel von $\alpha=45^\circ$ und symmetrischer Klappenanstellung von $\delta=10^\circ$. Im oberen Teil der Abbildung 2 ist die Messung im HEG gezeigt; die schwarzen Rechtecke symbolisieren die Positionen der Thermoelemente. Im unteren Teil, zum Vergleich die Wärmestromverteilung der Rechnung. Hier sind zusätzlich die Stromlinien mit eingezeichnet um die Ablösung über der Scharnierlinie der Klappe zu visualisieren. Die Begrenzungslinie zeigt den äußeren Rand der Instrumentierung.

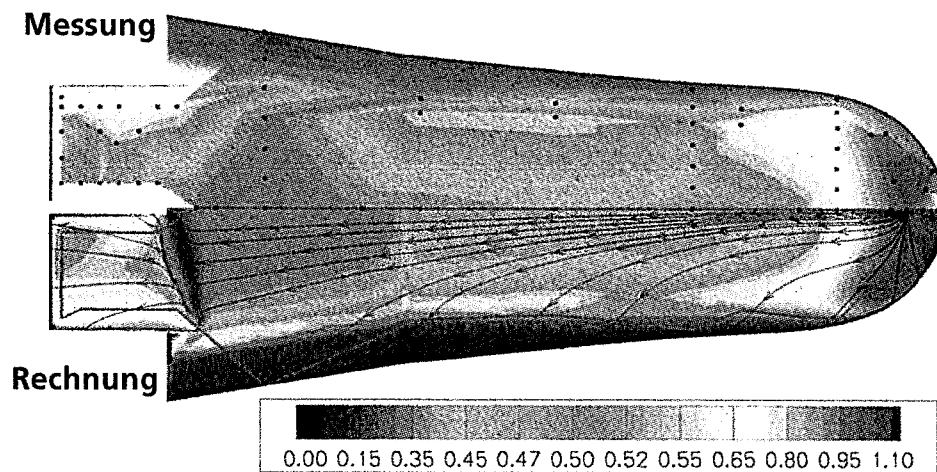


Abbildung 2: Normierter Wärmeübergang auf der Modelloberfläche. Die Thermoelementinstrumentierung wird durch die schwarzen Rechtecke dargestellt.

Ausblick Um die Kräfte und Momente auf das Modell zu bestimmen wird momentan eine Kurzzeit-Kraftwaage für das Modell entwickelt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Judy Odam

Institution: DLR, Göttingen

**Adresse: Bunsenstrasse 10,
37073 Göttingen**

**Telefon: (0551) 709 2431
Telefax: (0551) 709 2800
e-mail: judith.odam@dlr.de**

weitere Partner: Allan Paull

Thema: Radical Farming in Scramjets

Ausgangssituation: The T4 shock tunnel at The University of Queensland was commissioned in 1987 primarily for the purpose of experimental scramjet research. Since this time, investigations into the combustion process in a scramjet engine have led to an interesting observation. When examining the combustor wall pressure distributions for signs of combustion, the location of the combustion-induced pressure rise was repeatedly observed to coincide with the location of the second impingement on the combustor wall of the reflected leading edge shocks. Considering the fact that the local flow conditions and flow residence times in the regions behind both the first and second shock impingements are almost identical, it was not immediately clear why combustion should proceed in the second post-shock region and not the first. The theory of radical farming was developed to explain this phenomenon.

Ziel: The primary aim was to examine the combustion process and thrust production of a scramjet designed to exploit the radical farming theory in supersonic conditions that, without radical farming, would not be expected to support combustion.

Lösungsweg: A scramjet was designed (schematically represented in the accompanying figure) such that a shock structure conducive to radical farming would be created. The test conditions were chosen such that the mean combustor conditions were not sufficient to support the combustion process within the length of the combustor. It was anticipated that the high pressure and temperature regions created within the shock structure would create some of the radicals required to ignite the combustion process and that the expansion fans at the trailing edge of these regions would freeze the radicals into the flow. In this way, the radicals would be already present and the process could proceed from this point upon entering another such region of high pressure and temperature. These regions are accordingly called radical farms. Modelling of the combustion process showed that the assumption of flow freezing across the trailing edge expansion fans was valid.

For maximum effectiveness (radical production in the first radical farm region and hence minimum required combustor length) fuel is injected on the scramjet intake to provide pre-mixed air and fuel to the combustor inlet. Previous experiments had suggested the effectiveness of intake fuel injection and the experiments of this investigation lent further support to the technique.

Experiments were conducted in the T4 shock tunnel. Pressure measurements were taken along the centreline of the lower flowpath wall, spaced at 13mm centre-to-centre where the geometry allowed. Some of the experiments were conducted with glass windows set into the sidewalls to allow flow visualisation using infinite fringe holographic interferometry.

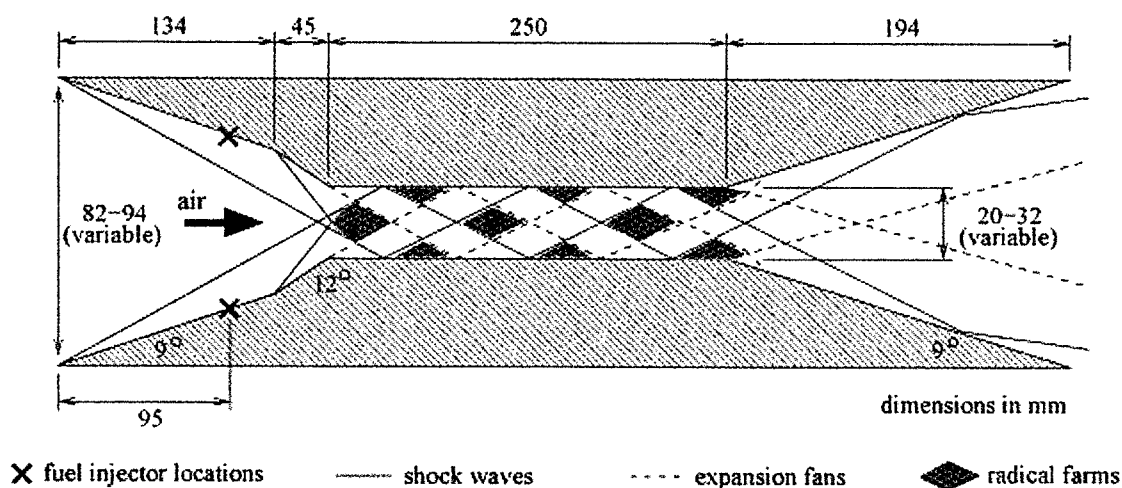
The intake contraction ratio was varied between tests by raising or lowering the entire lower surface of the flowpath. Therefore, the effect of the contraction ratio on the radical farming process could be investigated.

Ergebnis: Flow visualisation confirmed the presence of the anticipated shock structure and illustrated the effect that the fuel injection shocks had on the leading edge and compression corner shocks present in the intake. Combustion was clearly observed in the pressure distributions for the fuel-on cases, as evidenced by comparisons with fuel-off and fuel-into-nitrogen experiments. Furthermore, the combustion-induced pressure rise occurred in the vicinity of the second shock impingement on the combustor surface, as observed in previous experiments and explained by the radical farming theory. No evidence of combustion occurring on the intake was observed.

Integration of the measured pressure distributions provided two-dimensional estimates for the intake drag and nozzle thrust. Combining these estimates with skin friction calculations for all internal surfaces, including the sidewalls, and the fuel mass flow rate led to estimates of the internal flowpath net specific impulse. Experiments were conducted at a range of equivalence ratios for each intake contraction ratio and test condition, from zero to just beyond the point of choking. Plotting the maximum specific impulse estimate prior to choking against intake contraction ratio for each test condition indicated that the radical farming process was largely independent of contraction ratio. This is in contrast to conventional scramjets, where the intake contraction ratio defines the precombustion temperature and therefore strongly affects the combustion process.

The results also suggested the need to tune the combustor length to height ratio for a desirable shock structure. This will be important to consider in designing such scramjet configurations for flight over multiple operating conditions.

Skizze/Diagramm/Bild



Literatur: Odam, J., "Scramjet Experiments using Radical Farming," Doctoral thesis, The University of Queensland, 2004.

Gardner, A.D., "Upstream Porthole Injection in a 2-D Scramjet Model," Masters thesis, The University of Queensland, 2003.

Kovachevich, A., Paull, A., McIntyre, T., "Investigation of an Intake Injected Hot-wall Scramjet," AIAA Paper No. 2004-1037, 2004.

Jachimowski, C.J., "An Analysis of Combustion Studies in Shock Expansion Tunnels and Reflected Shock Tunnels," Tech. report TP-3224, NASA, 1992.

weiteres Vorgehen: Further experiments at different conditions would be desirable and modifications to the currently constant cross-section combustor to enable equivalence ratios of one to be reached without choking would extend this work to more flight-relevant configurations. CFD simulations would also contribute to understanding of the phenomenon and how best to design a scramjet to exploit it.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall
Ansprechpartner: Bodo Reimann
Jan Martinez Schramm
Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge
Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: (0531) 295-3319
Telefax: (0531) 295-2320
e-mail: bodo.reimann@dlr.de

weitere Partner:

EADS Space Transportation, Frankreich

Thema:

Aerodynamische und aerothermodynamische Simulation des Wiedereintrittsflugkörpers Pre-X.

Ausgangssituation:

Im Rahmen des nationalen französischen Raumfahrtprogramms ist das DLR als Subkontraktor von EADS-ST an der Erstellung einer aerodynamischen sowie aerothermodynamischen Datenbank für den Wiedereintrittsflugkörper Pre-X beteiligt.

Ziel:

Erstellung einer aerodynamischen sowie aerothermodynamischen Datenbank für den Freiflug. Numerische Simulation verschiedener hypersonischer Windkanalexperimente (ONERA R2Ch, DLR HEG).

Lösungsweg:

Ausgehend von einer CAD-Geometrie wurden Rechennetze für verschiedenen Konfigurationen erstellt. Mit Hilfe des DLR TAU-Codes wurden Strömungsfelder für verschiedene Punkte der Wiedereintrittstrajektorie sowie für verschiedene Windkanalbedingungen im Bereich idealen und chemisch reagierenden Gasverhaltens berechnet. Die im TAU-Code zur Verfügung stehende lokale Netzadaption wurde verwendet, um die Kopfwelle sowie Stoß-Stoß-Wechselwirkungsphänomene im Bereich der Klappe besser aufzulösen. Außerdem wurde eine Studie zur Netzabhängigkeit der Lösung durchgeführt.

Ergebnis:

Es wurden aerodynamische Beiwerte sowie Lastverteilungen auf der Oberfläche ermittelt. Die Ergebnisse der Windkanalsimulationen wurden mit den experimentell gewonnenen Daten verglichen. Abb. 1 zeigt beispielhaft ein Ergebnis für den Freiflug bei $Ma = 25$. Links ist die Druckverteilung auf der Oberfläche des Vehikels zu sehen, interessant ist hier der Druckanstieg auf der 20° Klappe aufgrund der Wechselwirkung zwischen Kopfwelle und Klappenstoß. Machzahl Isolinien im Schnitt rechts zeigen die Wechselwirkung vor der Klappe.

STAB

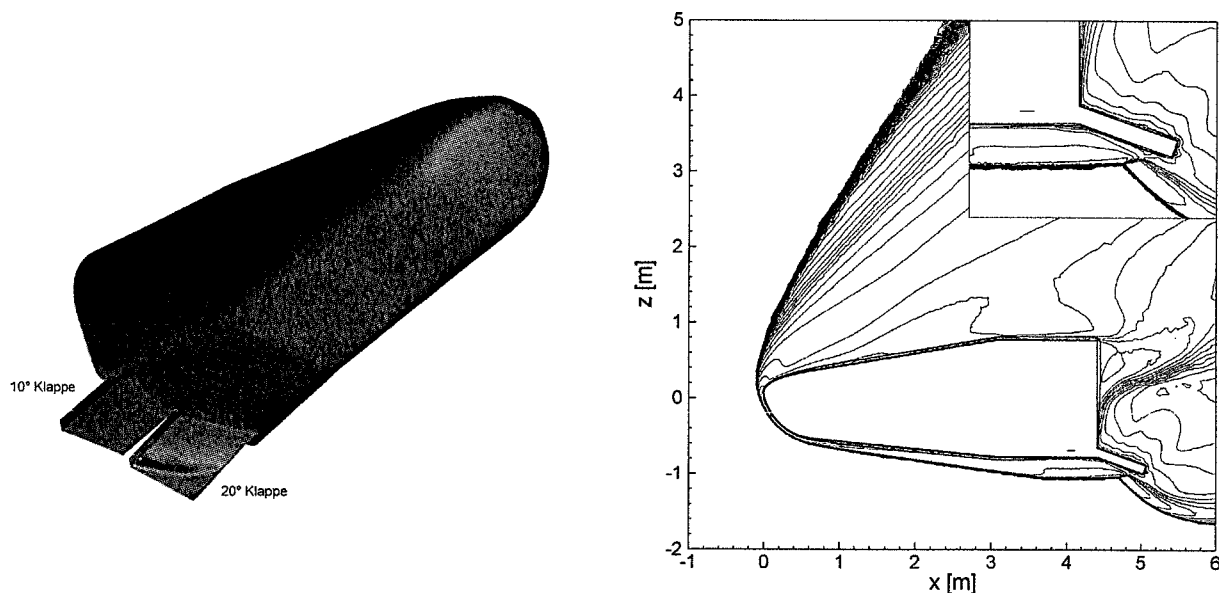


Abbildung 1: Druck auf der Körperoberfläche für 10° und 20° Klappenausschlag (links) und Machzahl Isolinien für 20° Klappenausschlag (rechts) für eine laminare Strömung bei $Ma = 25$ im thermochemischen Gleichgewicht, $\alpha = 45^\circ$.

Weiteres Vorgehen:

In der Phase B des Projektes sind weitere Simulationen mit dem DLR TAU-Code geplant.

Literatur:

- [1] Chavagnac, C., Moulin, J., Gerard, Y., Guedron, S.: *Pre-X: A First European Hypersonic Glider*. AIAA 2003-6982, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, Dezember 2003.
- [2] Oswald J., Lüdeke, H., Longo, J., Thivet, F., Hylkema, J., Spel, M., Dieudonné, W.: *DLR-ONERA accurate CFD support for the Pre-X project*. 6th International Symposium on Launchers Technologies, München, November 2005.
- [3] Cosson, E., Thivet, F., Soler, J., Tran, Ph., Spel, M., Dieudonne, W., Paulat, J.-C., Prampolini, M., Moulin, J.: *Aerothermodynamics in the heart of the reentry vehicles shape design and mission analysis matters*. Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Köln, November 2005.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Matthew Robinson

Institution DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge

Adresse Bunsenstraße 10,
37073 Göttingen
Tel: 0551 709 2615, FAX: 0551 709 2870
Email matthew.robinson@dlr.de

Datum 13.06.2006.

Thema **An investigation into internal and external force balance configurations for short duration wind tunnels**

Situation Force measurement in short duration wind tunnels is reliant on non-conventional measurement techniques. These techniques are required in order to account for the dynamic behaviour of the model and its support structure since static equilibrium between the model and support structure is rarely established in the short test times available. One method that enables force measurement in short duration flows is called the stress wave force measurement technique. This method relies on the measurement and analysis of stress waves and is non-trivial. Such a technique requires careful modelling and force balance design in order to obtain suitable accuracies in the recovered loads. For such stress wave force balances, several balance configurations are possible for a particular test model. For example, depending on the model configuration either an internal or an external force balance configuration may be more geometrically suitable however one may provide a higher degree of accuracy of the recovered forces and moments than the other.

Ziel The goal of this research was to investigate the accuracy of two different force balance configurations and the advantages and disadvantages of each with emphasis on re-entry type vehicles. For such vehicles, experimental force measurement is a critical aspect of the design process due to unknown influences such as real gas effects.

Lösung Since the model and support structure are dynamic in nature, finite element analysis can be utilized to aid in the design and testing process of a stress wave force balance. Using the PRE-X re-entry model as a basis, two force balance configurations (an internal and an external configuration) were designed. The aim when designing such force balances is to minimize cross coupling between the different force components, to achieve high magnitude strain levels while maintaining structural integrity and to obtain high accuracy in the recovered force components.

A schematic of the final external balance configuration for PRE-X is shown in Figure 1 (left). Here the model is supported by three external stress bars which are used to measure the strain during a run. Through a deconvolution process using the measured time histories of strain, the applied forces and moments can be recovered. For this model, a Newtonian prediction of the distribution of pressure over the model was applied in the finite element analysis program. The time histories of strain in the stress bars are then extracted at certain positions along the stress bars. After combining the strain signals to minimise cross-coupling between the components of force, the resulting signals are deconvolved with the system impulse response. Comparison of the applied and recovered loads gives an indication of the type of accuracy achievable for a given force balance. Such an example is illustrated in Figure 1 (right) for the external balance configuration, where a lift, drag and pitching moment loading has been applied to the model. As seen, the recovered forces are of a similar magnitude and have a similar time history to the applied forces. This paper will present results for a number of such configurations (both internal and external) and discuss the advantages and disadvantages of each and provide a design process for such stress wave force balances.

Ausblick Experimental testing of the external force balance configuration with the PRE-X model is planned to commence towards the end of 2006 in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen. Additional tests are also planned using an internal force balance configuration in 2007.

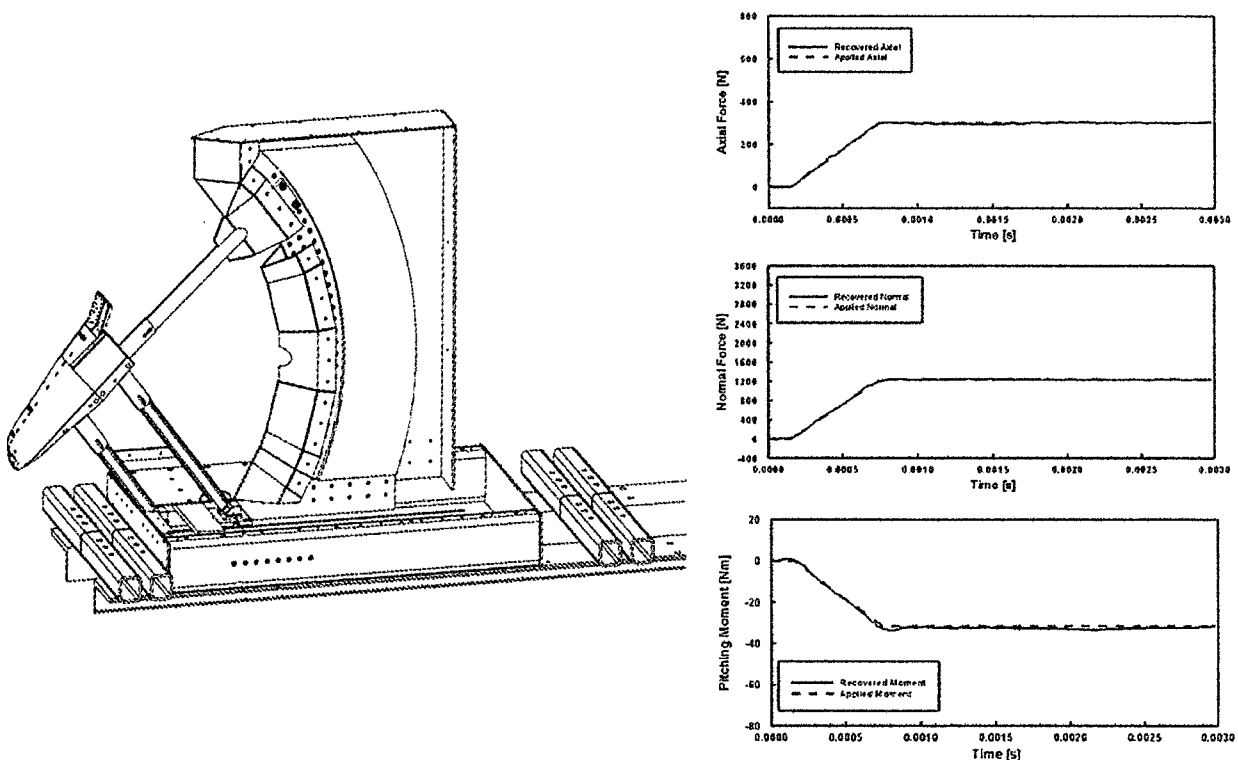


Figure 1 – External force balance for PRE-X model (left) and applied and recovered time histories of axial and normal force and pitching moment (right).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Ralf Stark

Institution: DLR-Lampoldshausen

Adresse: Langer Grund Telefon: 06298 / 28-694
74239 Hardthausen Fax: 06298 / 28-458
eMail: ralf.stark@dlr.de

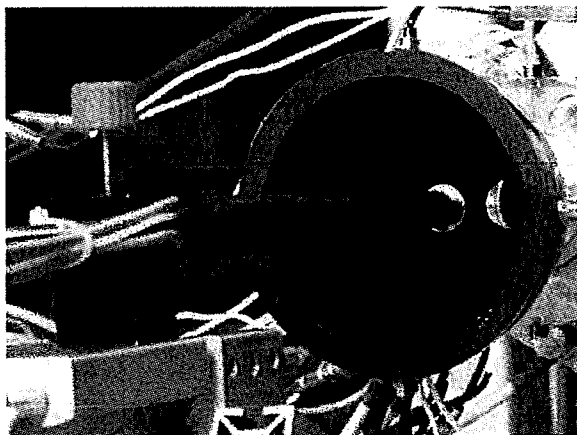
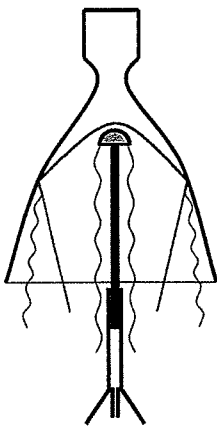
Weitere Partner: Christian Dujarric, ESA Headquarters

Thema: Nozzle Mute for Rocket Engine Start-Up

Ausgangssituation: Während der Zündung von Raketentriebwerken mit Parabelkontur (Vulcain, SSME) kommt es, bedingt durch die asymmetrische Ablösung und Wiederanlegung der Strömung im Überschallbereich der Düse, zu unerwünscht hohen Seitenlasten.

Ziel: Reduktion der Seitenlasten

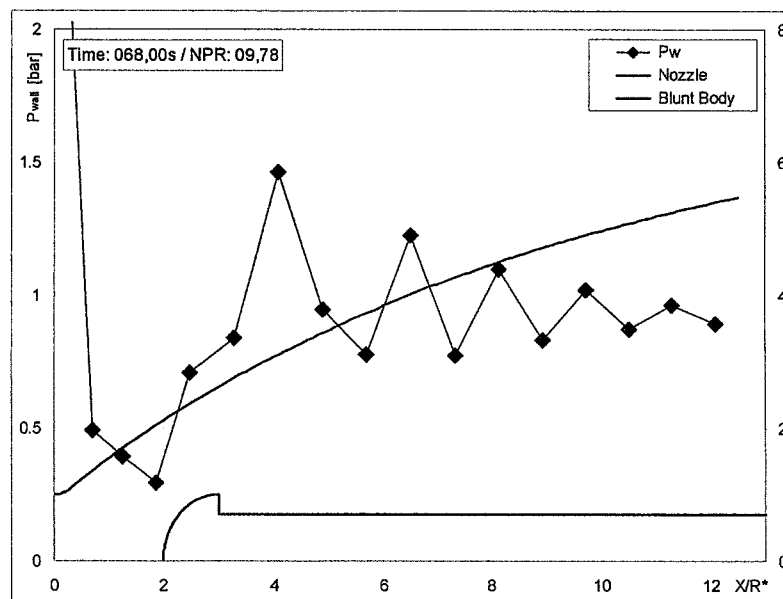
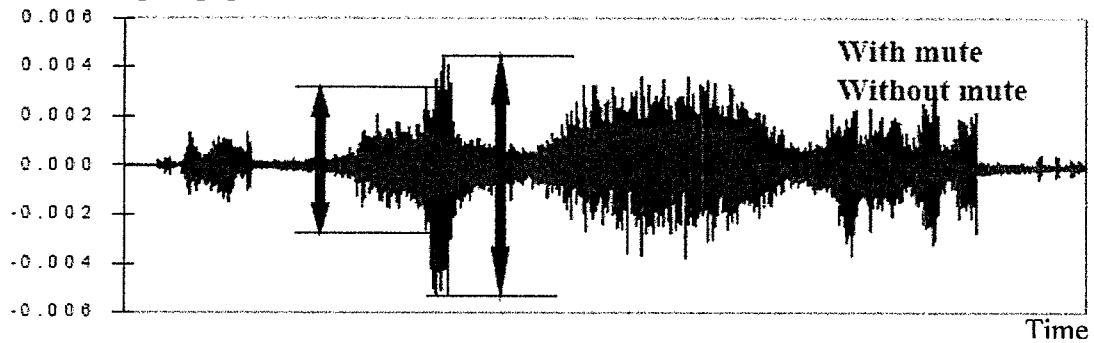
Lösungsweg: Einbringung eines verfahrbaren stoßgenerierenden Körpers auf der Symmetrieachse der Düse. Der vom Körper ausgehende Stoß trifft auf die Düseninnenwand, erzwingt eine symmetrische Strömungsablösung und verringert so die Seitenlasten. Eine Versuchskampagne mit einer Kaltgasmodellldüse (schuboptimierte Parabelkontur) wurde am Prüfstand P6.2 in Lampoldshausen durchgeführt.



Ergebnis:

- 1) Die Seitenlastspitzen werden reduziert.
- 2) Wird der eingebrachte Körper nahe des Halses platziert verhält sich die Düse ähnlich einer Expansion-Deflection-Düse

Side Load Signal [V]



Literatur:

Strömungsvorgänge beim Betrieb überexpandierter Düsen
chemischer Raketentriebwerke
Teil 3: Methoden zur gezielten Strömungsablösung und
Seitenkraftverringern
Robert H. Schmucker, TU München Bericht TB-11; 20
September 1973

Weiteres Vorgehen:

Weitere Körperformen und Positionen

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Marcus Engert, Dipl.-Ing. Andreas Pätzold, Prof.Dr. W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 10-12, 10587 Berlin

Telefon: 030 314-23093

Telefax: 030 314-22955

weitere Partner: AIRBUS Deutschland

E-Mail: marcus.engert@ilr.tu-berlin.de

Thema: Entwicklung eines Sensor-Aktuator-Systems zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten in kompressiblen Strömungen

Ausgangssituation: Die durch Tollmien-Schlichting-Instabilitäten (TSI) verursachte laminar-turbulente Grenzschichttransition an einem ungepfeilten Flügel kann durch aktive Strömungsbeeinflussung verzögert werden.

Ziel: Die TS-Wellen sollen in ihrem frühen linearen Entwicklungsstadium durch einen Referenzsensor erfasst und ihre weitere Anfachung stromab durch Superposition mit geeigneten Gegenwellen gedämpft werden. Voraussetzung hierfür sind im Zeitbereich definierte Strömungsbedingungen in der Grenzschicht und deren Erfassung durch hochempfindliche Sensoren sowie die Bereitstellung eines Aktuators, der passende Gegenwellen als wandnormale Schwingungen in die Strömung einkoppelt. Dieser soll über einen geschlossenen Regelkreis in Echtzeit betrieben werden.

Lösungsweg: Alle Versuche werden am Transsonischen Windkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt ($Tu < 0.1\%$) durchgeführt. Eine 2D-adaptive Messstrecke (Abb. 1 a) erlaubt eine Konturvariation der oberen bzw. unteren Windkanalwand. Der damit steuerbare Druckgradient ermöglicht die Fixierung der Transition an einer gewünschten Position relativ unabhängig von der Anströmgeschwindigkeit.

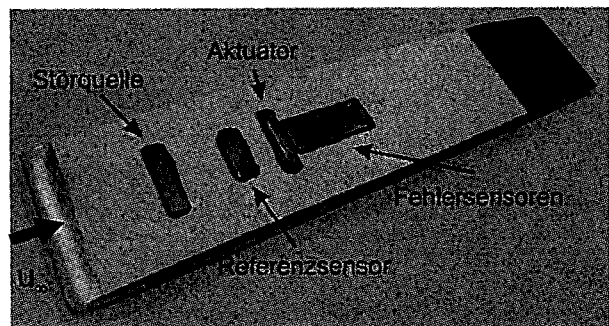
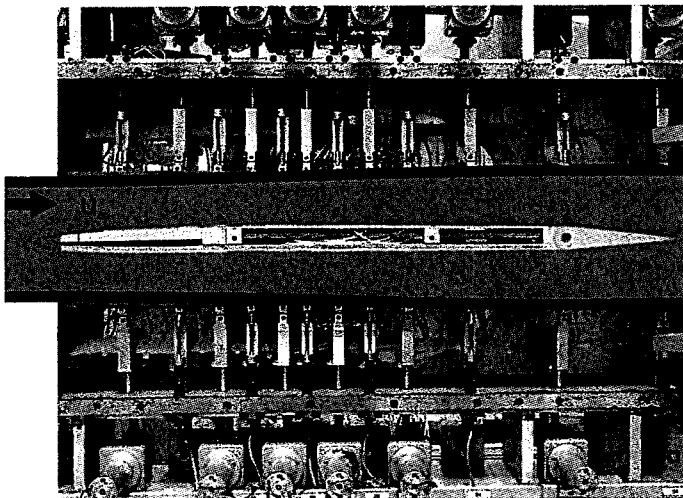


Abbildung 1 a) 2D-adaptive Messstrecke, b) Flügelmodell mit integrierter Störquelle, Sensoren & Aktuator

Als Versuchsträger kommt ein modifiziertes, ungepfeiltes NACA 0004-Profil mit einer Länge von 850mm und austauschbaren Sensor-/Aktuatoreinsätzen zum Einsatz (Abb. 1 b). Die Grenzschicht des Flügelmodells wird mit Hilfe wandbündiger Oberflächenhitzdrahtsensoren (OHD) im Bereich von $0.1 \leq x/c \leq 0.5$ bis zu $M = 0.5$ detailliert untersucht. Die Sensoren stellen keine signifikante Rauigkeit dar ($k^+ < 5$) und lösen minimale wandnahe Geschwindigkeitsschwankungen mit einem großen Signal-Rausch-Abstand bei einer Grenzfrequenz von $f_{\text{Grenz}} \sim 40\text{kHz}$ auf.

Ergebnis: Mit steigender Strömungsgeschwindigkeit nehmen sowohl die Amplituden der TS-Wellen als auch der Bereich der instabilen Frequenzen zu (Abb. 2 a). Am Beispiel von $M = 0.4$ zeigt sich der primäre instabile Bereich zwischen 4kHz und 8kHz. Abbildung 2 b fasst diese Ergebnisse für Strömungsgeschwindigkeiten zwischen $0.2 \leq M \leq 0.5$ zusammen. Zusätzlich dargestellt ist die jeweilige minimale Wellenlänge der TS-Instabilitäten (schwarze Kurve), welche sich aus der minimalen instabilen Frequenz und der jeweiligen Konvektionsgeschwindigkeit der TS-Wellen ergibt.

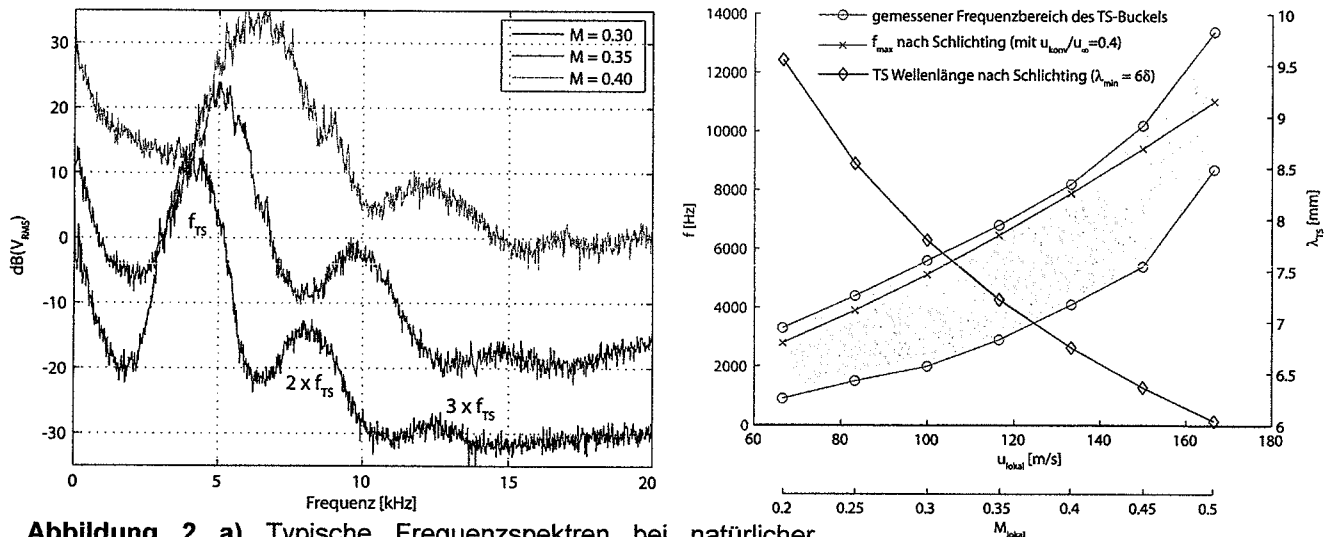


Abbildung 2 a) Typische Frequenzspektren bei natürlicher Transition, b) Frequenzbereich und Wellenlänge der TS-Wellen

Den Amplitudengang eines für diese Bedingungen dimensionierten Aktuators auf Basis eines Piezo-Biegeschwingers zeigt Abb. 3. Für die erste Auslegung des Regelalgorithmus wurden zunächst Versuche bei einer geringen Strömungsgeschwindigkeit von $M = 0.2$ durchgeführt. Mit Hilfe einer stromauf des Referenzsensors integrierten Störquelle wurden künstliche, zweidimensionale, monofrequente Störungen bei einer typischen TS-Frequenz ($f = 1900\text{Hz}$) mit bekannter Phasenlage und Amplitude in die Grenzschicht eingekoppelt und stromab erfolgreich gedämpft werden (Abb. 4 b, c).

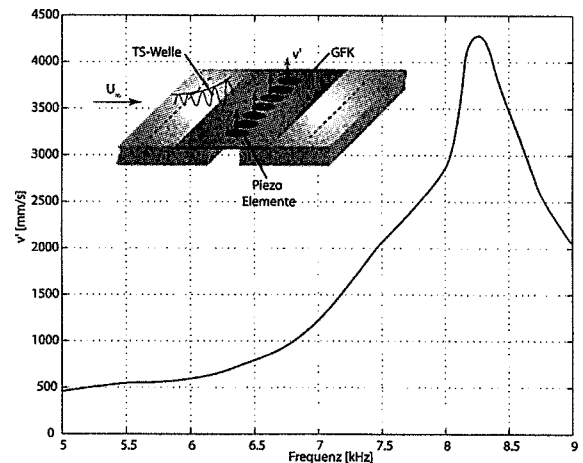


Abbildung 3 Aufbau und Amplitudengang des Piezo-Biegeaktuators

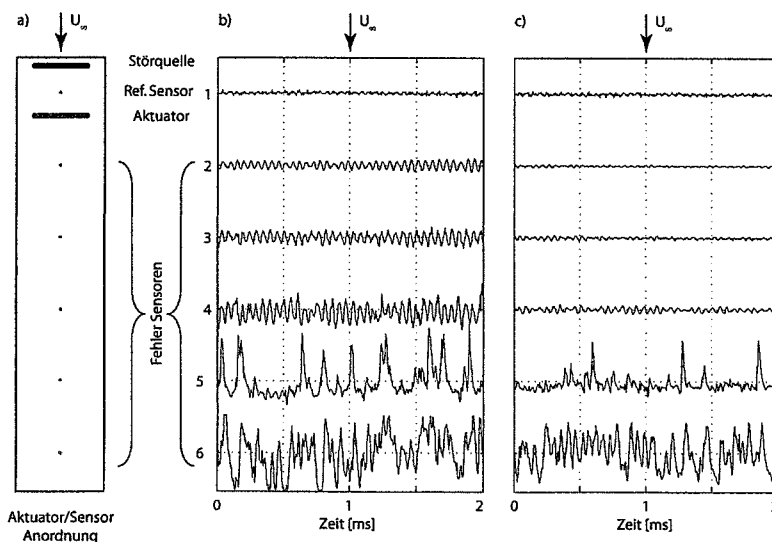


Abbildung 4

- a) Sensor/Aktuator Anordnung,
- b) Zeitschriebe stromab bei künstlicher Störung mit $f = 1900\text{Hz}$ bei $M = 0.2$,
- c) Zeitschriebe stromab bei aktiver Dämpfung des Störsignals und $M = 0.2$

Literatur:

- [1] Sturzebecher, D.: Kaskadierte Sensor-Aktuatorsysteme zur aktiven Dämpfung von natürlichen Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an einem Tragflügel. VDI, Berlin 2002
- [2] Sturzebecher, D.: Active Control of Boundary-Layer Instabilities on an unswept wing. Springer Verlag, Stuttgart 2002

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr. Uwe Fey, Dr. Yasuhiro Egami, Dr. Christian Klein

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR

Adresse: Bunsenstrasse 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2641
Telefax: (0551) 709-2830
e-mail: Uwe.Fey@dlr.de

weitere Partner: Europäisch Transonischer Windkanal (ETW), Japanese Aerospace Exploration Agency (JAXA), TELFONA und FLIRET Projektpartner

Thema: **Using cryoTSP as a tool for transition detection and instability examination at high Reynolds numbers**

Ausgangssituation:

Transition detection in 'warm' wind tunnels can be realized using commercially available IR cameras. In cryogenic testing, IR imaging becomes more difficult because of the reduction in radiated energy and the shift to longer wavelengths. At low cryogenic temperatures (say $T = 110\text{K}$) it is difficult to get meaningful results, and the use of helium cooled (very sophisticated) IR cameras is necessary. On the other hand, custom-built temperature sensitive paint for cryogenic testing (cryoTSP) still works well for the purpose of transition detection at low temperatures, i.e. in cryogenic wind tunnels.

Lösungsweg:

We use cryoTSP paint developed by JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency, former NAL of Japan) which well accomplishes the needs for cryogenic testing, namely: mechanical robustness (because of strains occurring during cooling and heating of the model), high intensity (because of large distances given in large industrial cryogenic wind tunnels) and high temperature sensitivity. DLR's mobile PSP/TSP system and evaluation software, which is normally used in 'warm' wind tunnels, was adapted to the special needs given in cryogenic testing (thermal insulation of camera and light source, bridging of large distances in-between test section and control room, robustness of hardware. Using this equipment, we have made transition detection measurements in several, mainly large industrial production type wind tunnels: the European Transonic Windtunnel (ETW), the DNW cryogenic wind tunnel (KKK), the DNW Ludwig type cryogenic wind tunnel (KRG) and the pilot ETW-facility (PETW). We investigated laminar-to-turbulent boundary-layer transition on 2D airfoils as well as on full- and half models of airliners. In addition, concerning half models in starting and landing configuration, we also used cryoTSP for transition detection on flaps and slats. This means especially, that we successfully applied the TSP technique for low Mach numbers ($Ma=0.20$).

Ergebnis:

Figure 1 shows transition images obtained in some of the above mentioned, cryogenic wind tunnels. One benefit of TSP in comparison to IR thermography (no matter if we test under 'warm' or cryogenic conditions) is the high spatial resolution available. At least, any CCD camera which gives sufficient dynamic range (for example 12bit) and linearity can be used. Getting transition images with 4000pixel x 2700pixel is no problem these days. The transition patterns shown in Figure 1 are cut out of images which have original spatial resolution of 1280pixel x 1024pixel. When inspecting these images carefully, one can see some details within the transition line. For example, figure 1(c) shows a somehow brighter area just before the darker (turbulent) part of the boundary layer.

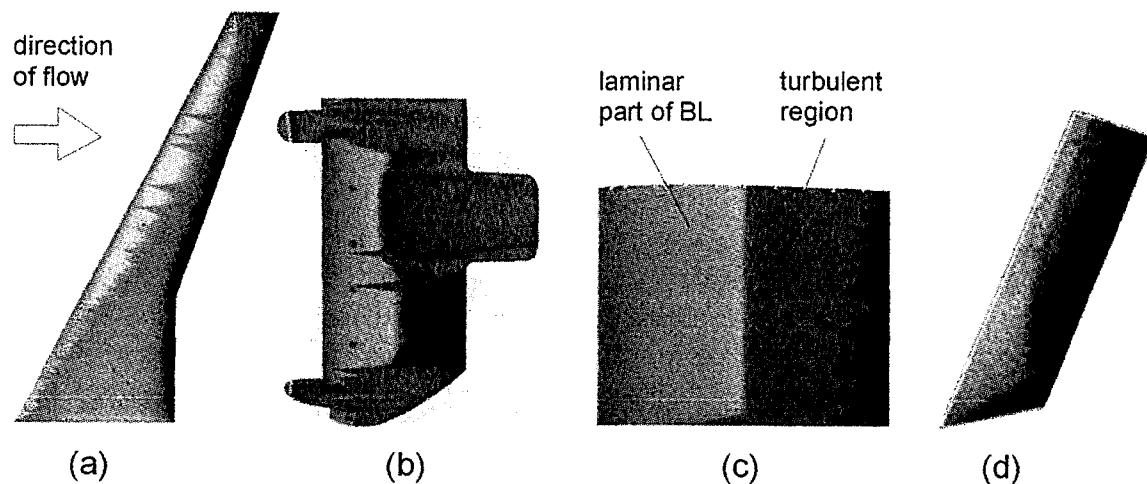


Fig.1: Transition pattern on different models used in different wind tunnels. Laminar-turbulent boundary-layer transition is shown by the use of cryoTSP. (a) starboard wing of full model (DLR F4) in ETW. $Re=10$ Mio, $Ma = 0.79$, $T= 170K$. (b) 2D profile with 'noses' (turbulence probe of KRG) measured in KRG, $Re = 4$ Mio, $Ma =0.8$, $T=200K$. (c) Thick 2D profile in KKK, $Re = 3$ Mio, $Ma =0.25$, $T=190K$. (d) Slat of half model in ETW, $Re = 4$ Mio, $Ma=0.20$, $T=180K$. Bright (yellow) regions denote laminar-, darker (red) regions show turbulent flow.

This is a sign for a separation bubble located just before the transition. Turbulent wedges caused by roughness are clearly indicated (figure 1(a) and 1(b)). 'Footsteps' of vortices can be seen in the nose junctions in figure 1(b). Furthermore, the transition line on the swept wing shows an interesting detail for $Re = 6$ Mio: it is sawtooth-shaped in the area near the fuselage, while smooth in the midspan region and near the wing tip (see [Figure 2](#)). Details in TSP result images can be a hint on the underlying instability. Figure 2c shows transition which is caused mainly by surface roughness on a comparable 2D wing section, but without sweep. Here, the wedges are distributed in downstream direction, while they are 'in line' in Figure 2a.

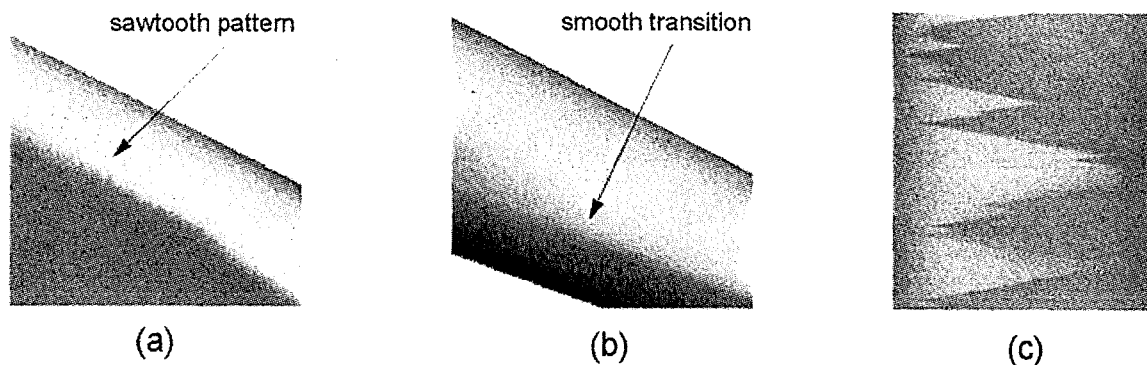


Fig.2: Details in the transition line on the swept wing of the DLR F4 model. $Re = 6$ Mio, $Ma =0.79$. Near the wing's root, transition shows a sawtooth pattern (a). In the midspan region, transition line is very smooth (b). (c): transition on a 2D (transonic) airfoil section, measured in PETW at $T=115K$. $Re = 7$ Mio, $Ma = 0.50$. Transition is caused purely by roughness.

Weiteres Vorgehen:

To distinguish clearly between roughness-caused transition and CF instability, one needs to measure the wavelength of the wedges and change the sweep-angle of the wing, for example. The influence of the paint's roughness on transition/instability must be investigated in more detail for high Reynolds numbers. We will further improve our cryoTSP system to fulfil the needs for using it as a tool not only for transition detection, but also for instability examination.

Datum: 30.06.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Bettina Frohnapfel, Dr.-Ing. Jovan Jovanovic

Institution: FAU Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse: LSTM, Cauerstr. 4, 91058 Erlangen

Telefon: 09131-8528278

Telefax: 09131-8528278

e-mail : jovan@lstm.uni-erlangen.de
bettina@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Dr.-Ing. Peter Lammers, Bundeshöchstleistungsrechenzentrum Stuttgart

Thema: Kontrolle wandnaher Turbulenz

Ausgangssituation:

Ein zentrales Ziel der Strömungskontrolle liegt auf dem Gebiet der Energieeinsparungen durch verringerte Impulsverluste an die Wand. Als effektivste Reibungsminderer haben sich langkettige Polymere erwiesen, mit denen bis zu 80% Reibungsminderung erzielt werden können und die heute vor allem durch ihre Anwendung in Pipelines zu großen Energieeinsparungen führen. Auch die Zugabe anderer Additive wie "Surfactants" oder "Fibers" führt zu bedeutender Reibungsminderung. Allerdings gibt es eine Vielzahl von Anwendungen in denen Additive aus ökologischer und ökonomischer Sicht nicht zum Einsatz kommen können. Auf diesem Gebiet werden alternative Methoden benötigt. Eine Möglichkeit besteht durch die Veränderung der Oberflächenstruktur. Das bekannteste Beispiel dafür sind so genannte Riblets, mit welchen es gelingt die Oberflächenreibung im Vergleich mit einer ebenen Platte um maximal 10% zu verringern [1].

Ziel:

Ziel dieser Arbeiten ist das Design einer Oberflächenstruktur, mit welcher die Reibungsminderung im Vergleich zu bekannten Oberflächenmodifikationen (Riblets) deutlich verbessert wird. Angestrebt sind Reibungsminderungen in der Größenordnung von 20-30%.

Lösungsweg:

Unter Zuhilfenahme der Zweipunktkorrelationstechnik sowie der Invariantentheorie wurde die Turbulenzstruktur detailliert untersucht, um ein Verständnis dafür zu entwickeln, wie wandnahe Turbulenz modifiziert werden muss, um hohe Reibungsminderung zu erhalten. Im Mittelpunkt der Betrachtungen steht dabei die Dissipation, die in einer turbulenten Strömung aus der direkten Dissipation und der turbulenten Dissipation besteht, wobei der turbulente Anteil dominiert. In einer wandgebundenen Strömung erreicht die turbulente Dissipation an der Wand einen Maximalwert, der herab gesetzt werden muss, um Energieeinsparungen zu erzielen. Es kann gezeigt werden, dass diese Verminderung der turbulenten Dissipation erreicht wird, wenn die turbulenten Fluktuationen in Wandnähe vorwiegend einkomponentiger Natur sind [2]. In der Anisotropie-Invarianten Karte nach Lumley [3] findet sich dieser Zustand im oberen rechten Eckpunkt, dem so genannten Einkomponenten-Limit. Vor diesem Hintergrund wurden verschiedenste Mechanismen der Reibungsminderung untersucht, für die DNS Daten zur Verfügung stehen und es wurde gezeigt, dass all diese Verfahren eine Gemeinsamkeit haben: Reibungsminderung wird erzielt, wenn die turbulenten Fluktuationen in Wandnähe in Richtung des Einkomponenten-Limits verschoben werden. Es gilt daher, eine Oberflächenstruktur zu entwerfen, die diese Turbulenzmodifikation bewerkstelligen kann.

Ergebnis:

Ausgehend von analytischen Arbeiten wird eine Oberflächenstruktur vorgeschlagen, bei der die Oberfläche mit Rillen in Strömungsrichtung versehen ist. Innerhalb dieser Rillen werden laterale Geschwindigkeitsfluktuationen gedämpft, so dass in Wandnähe die Fluktuationen in Strömungsrichtung dominieren. Zwischen den Rillen wird ein flaches Teilstück benötigt, um Singularitäten zu vermeiden, die lokal große Wandschubspannungen hervorrufen könnten. In hoch aufgelösten direkten numerischen Simulationen auf Grundlage des lattice-Boltzmann-Verfahrens wurde eine Kanalströmung mit der beschriebenen Oberflächenstruktur detailliert untersucht und es konnte gezeigt werden, dass sich innerhalb der Rillen die gewünschte einkomponentige Turbulenz ausbildet. Die Dissipation an der Wand wird deutlich verringert und auf Grundlage der Wandschubspannungen ergibt sich eine globale Reibungsminderung in der Größenordnung von 25%.

Experimentelle Untersuchungen wurden ebenfalls für eine Kanalströmung durchgeführt. In einer zweiteiligen Kanalmessstrecke, in die eine vollentwickelte turbulente Strömung eintritt, wurden im ersten Teil die Kanalwände mit der gerillten Struktur versehen, während im zweiten Teil glatte Wände Verwendung fanden. Um den Energieverlust der Strömung an die Wände zu bestimmen, wird der Druckverlust entlang der gesamten Messstrecke gemessen. Ein typisches Ergebnis ist in Abb. 1 dargestellt. Durch Vergleich des Druckabfalls in den beiden Teilen der Messstrecke kann die Reibungsminderung DR bestimmt werden, die in dem gezeigten Fall 25% beträgt.

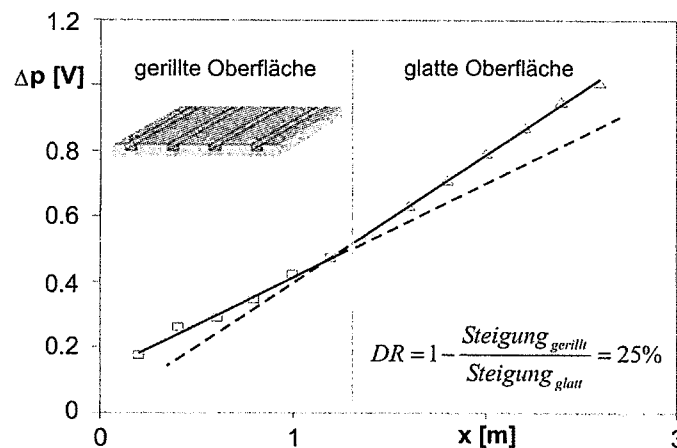


Abb. 1.: Vergleich des Druckabfalls für einer Kanalströmung mit gerillter bzw. glatter Oberfläche. Im Bereich der gerillten Oberfläche ist der Druckgradient kleiner (flachere Steigung), was einem verminderten Druckabfall und somit einem verringerten Energieverlust der Strömung an die Wand entspricht.

Literatur:

- [1] BECHERT, D.W., BRUSE, M., HAGE, W., MEYER, R., *Fluid Mechanics of Biological Surfaces and their Technological Application*. Naturwissenschaften, 87, pp.157-171, 2000.
- [2] JOVANOVIĆ, J. et al., *On the Mechanism Responsible for Turbulent Drag Reduction by Dilute Addition of High Polymers: Theory, Experiments, Simulations, and Predictions*, J.Fluids Eng., 128, pp.118-130, 2006
- [3] LUMLEY, J.L.: *Computational modeling of turbulent flows*. Adv. Appl. Mech. 18, pp. 123-176, 1978

weiteres Vorgehen:

Sowohl die direkten numerischen Simulationen als auch die experimentellen Untersuchungen wurden bisher bei niedrigen Reynoldszahlen durchgeführt. Um die vorgeschlagenen Oberflächenmodifikation auf industrielle Anwendbarkeit zu testen, werden Untersuchungen bei deutlich größeren Reynoldszahlen benötigt. Da numerische Simulationen bei diesen Reynoldszahlen nicht durchführbar sind, wird sich das weitere Vorgehen zunächst auf experimentelle Arbeiten und das Design für gerillte Strukturen bei großen Reynoldszahlen konzentrieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: S.Grundmann, S.Klumpp, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166212
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: s.grundmann@aero.tu-darmstadt.de

Thema: **Plasma Aktuatoren zur aktiven Stabilisierung einer laminaren Plattengrenzschicht**

Ausgangssituation:

Seit der Entwicklung von Plasmaaktuatoren ab dem Jahr 1996 besteht verbreitetes Interesse, elektrische Felder zur Strömungskontrolle und Beeinflussung einzusetzen. Viele Experimente mit den Aktuatoren demonstrieren die mannigfache Einsetzbarkeit. Es wurde in unterschiedlichen Experimenten gezeigt, dass er z.B. als schaltbarer Turbulator, zur Ablösekontrolle auf Profilen und Turbinenschaufeln oder zur Schuberzeugung verwendbar ist. Die meisten Arbeiten konzentrieren sich auf den Einsatz von Plasma Aktuatoren zur Beeinflussung von Ablösungen an Profilen [1] oder Zylindern [3].

Ziel:

Die Untersuchungen am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik der TU Darmstadt dagegen konzentrieren sich zur Zeit auf die Möglichkeiten der Grenzschichtbeeinflussung auf Oberflächen ohne Krümmung, bzw. von Grenzschichten ohne und mit schwachen Druckgradienten. Dabei soll gezeigt werden, welche Wirkung der Aktuator auf verschiedene Grenzschichtprofile hat. Die Beschleunigung, die der Aktuator dicht an der Oberfläche bewirkt, verändert das Profil der Grenzschicht, aber auch den Geschwindigkeitsgradienten an der Wand und damit den Reibungsbeiwert. Die Nutzbarkeit dieser beiden gekoppelten Effekte zur Einwirkung auf laminare und turbulente Grenzschichten sollen im Detail untersucht werden.

Lösungsweg:

Um die gesuchten Antworten geben zu können, werden am SLA sowohl experimentelle als auch numerische Untersuchungen durchgeführt. Für die numerischen Untersuchungen wurde ein Modell von Jayaraman [2] zur Nachbildung der vom Aktuator erzeugten Volumenkraft weiterentwickelt. Zur Kalibration wurden PIV-Messungen ohne äußere Anströmung durchgeführt, so dass der Aktuator einen Wandstrahl erzeugte. Diese Strömung wurde mit dem numerischen Modell nachgebildet und dabei die Modellkoeffizienten bestimmt. Das numerische Modell zur Nachbildung der Aktuatorwirkung kann in beliebige CFD-Codes implementiert werden. In den Untersuchungen am SLA wird das Modell in *Fluent* und in *Fastest* für RANS-Simulationen verwendet.

Nachdem das numerische Modell einsetzbar war, wurden an einem vorläufigen experimentellen Aufbau Untersuchungen mit einem Plasma Aktuator in einer laminaren Plattengrenzschicht durchgeführt. Mit Hitzdrahtsonden wurden die Grenzschichtprofile mit und ohne Aktuatorwirkung aufgenommen. Diese Messungen ließen sich mit einer entsprechenden numerischen Simulation mit großer Genauigkeit reproduzieren.

Ergebnis:

Die numerischen und experimentellen Untersuchungen von Plasma Aktuatoren in einer Plattengrenzschicht zeigen zunächst, dass es genügt die lokal erzeugte Volumenkraft des Aktuators nachzubilden, um die Aktuatorwirkung numerisch zu reproduzieren (vgl. Abb. 1). Die

beschleunigende Wirkung des Aktuators äußert sich in einer Ausbeulung des Grenzschichtprofils, aber auch in einem lokal ansteigenden Reibungsbeiwert, der nach dem Aktuator wieder abfällt, wie es am Anfang einer ebenen Platte geschieht (Abb. 2). Gleichzeitig wird jedoch die Lage des Transitionspunktes verschoben, was auf die stabilisierende Wirkung der Änderung des Grenzschichtprofils hindeutet. Die Transitionsverzögerung des Aktuators konnte bisher lediglich numerisch untersucht werden; die Experimente dazu werden derzeit vorbereitet. Die in Abbildung 1 gezeigte Ausbeulung der Grenzschichtprofile äußert sich in einer Verkleinerung des Formparameters H_{12} . Aus Stabilitätsanalysen verschiedener Grenzschichtprofile lässt sich ein Zusammenhang zwischen der kritischen Reynoldszahl eines Profils und dessen Formparameter ableiten, wie Abbildung 4 deutlich macht. Mit Hilfe dieses Zusammenhanges lässt sich ein Diagramm erstellen, mit welchem sich die stabilisierende Wirkung und deren räumliche Ausdehnung des Plasma Aktuators abschätzen lässt. In Abbildung 5 ist die mit der Grenzschichtdicke gebildete lokale Reynoldszahl, jeweils mit und ohne Aktuator über die Lauflänge aufgetragen. Dazu ist mit Hilfe des Formparameters und der Beziehung aus Diagramm 4 die näherungsweise ermittelte kritische Reynoldszahl des lokalen Grenzschichtprofils an jeder Stelle x eingetragen. Ohne Aktuator (Linien mit Marker) wird die kritische Reynoldszahl schnell überschritten, wodurch das Profil instabil wird und Störungen angefacht werden. Bei eingeschaltetem Aktuator wird durch die verstärkte negative Krümmung des Profils die kritische Reynoldszahl erhöht und die lokale Reynoldszahl durch Reduktion der Grenzschichtdicke verringert. Bei eingeschaltetem Aktuator überschneiden sich beide Kurven nur noch kurzzeitig und die Grenzschicht bleibt länger unterkritisch.

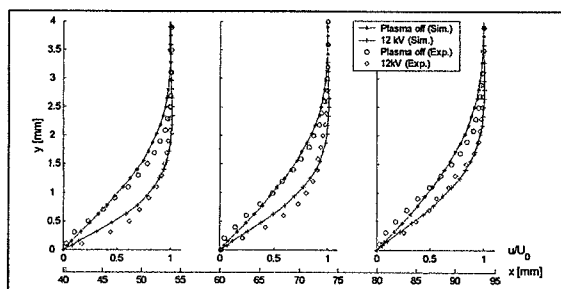


Abb. 1 Geschwindigkeitsprofile num. und exp.

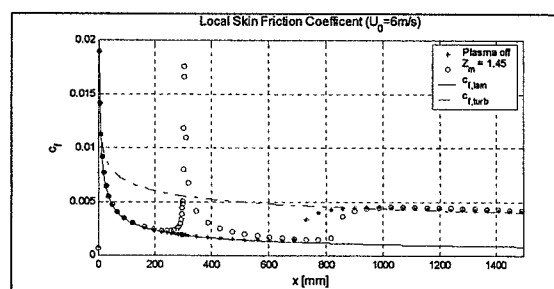


Abb. 2 Reibungsbeiwert mit und ohne Aktuator (num.)

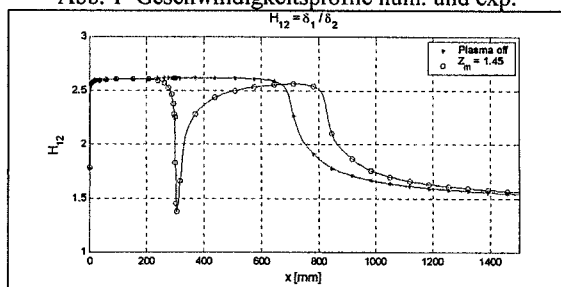


Abb. 3 Formparameter mit und ohne Aktuator (num.)

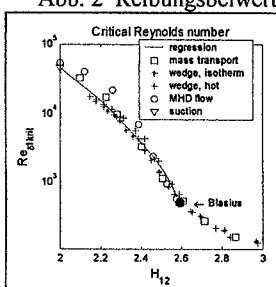


Abb. 4 Kritische Reynoldszahl

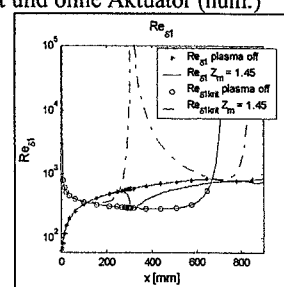


Abb. 5 Lokale und kritische Reynoldszahl (num.)

Literatur:

- [1] Corke, T. C., C. He. (2004) Plasma Flaps and Slats: An Application of Weakly-Ionized Plasma Actuators. AIAA 2004-2127, 2nd AIAA Flow Control Conference, Portland, OR.
- [2] Jayaraman, B., Shyy, W. (2003) Flow Control and Thermal Management Using Dielectric Glow Discharge Concepts. 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orlando, Florida, June 23-26, 2003, AIAA-2003-3712.
- [3] Touchard, G., Artana, G., Sosa, R., Moreau, E. (2003) Control of the near-wake flow around a circular cylinder with electrohydrodynamic actuators. Experiments in Fluids 35:580-588
- [4] Weier, T., (2005) Electromagnetic Flow Control using wall-parallel Lorentz-Forces in weakly conducting fluids, Ph.D. Thesis, Technische Universität Dresden
- [5] White, F.M. (1991) Viscous Fluid Flow. McGraw Hill, New York, 2. Auflage

weiteres Vorgehen:

Diese zunächst rein numerischen Ergebnisse müssen in den geplanten Experimenten verifiziert werden, um danach experimentell und numerisch mit der Optimierung der Positionierung, der Anzahl der Aktuatoren und der Dosierung der Volumenkraft fort zu fahren.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Ansprechpartner: Daniel Guyot, Christian Oliver Paschereit

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik
Experimentelle Strömungsmechanik
Hermann-Föttinger-Institut

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

Telefon: 030 / 314 24664
Telefax: 030 / 314 21101
e-mail : daniel.guyot@tu-berlin.de

weitere Partner: —

Thema: Aktive Kontrolle von thermoakustischen Instabilitäten bei magerer
Vormisch-Verbrennung

Ausgangssituation:

Die moderne Gasturbinentechnologie konzentriert sich auf die magere Vormischverbrennung, um das Einhalten bindender Emissionsrichtlinien gewährleisten zu können. Kraftstoff und Verbrennungsluft werden vor dem Eintritt in die Brennkammer miteinander vermischt. Dies verringert erheblich die Maximaltemperatur in der Verbrennungszone und führt so zu niedrigeren NO_x Emissionswerten. Allerdings sind die Verbrennungssysteme, in denen die magere Vormischverbrennung zum Einsatz kommt, anfällig für das Auftreten starker Druckschwankungen, so genannter thermoakustischer Instabilitäten. Ursache dieser sind selbst anfachenden Oszillationen sind Wechselwirkungen zwischen einer instationären Wärmefreisetzung in der Flamme und dem akustischen Feld der Brennkammer. Die Folgen von thermoakustischen Instabilitäten sind insbesondere ein erhöhter Lärmpegel, eine reduzierte Leistung sowie eine verkürzte Lebensdauer des Systems.

Ziel:

Aktive Kontrolle der thermoakustischen Instabilitäten in einem mit Erdgas betriebenen atmosphärischen Brennerkammerversuchsstand ausgestattet mit einem Drallbrenner für eine magere Vormischverbrennung. Die aktive Kontrolle soll hierbei in einem geschlossenen Regelkreis durch das modulierte Eindüsen von Gas aus einem Hochfrequenz-Proportionalventil erfolgen.

Lösungsweg:

Der Brennkammerversuchsstand wird an einem instabilen Betriebspunkt betrieben. Die auftretenden Druckschwankungen werden durch ein Mikrofon stromab der Flamme detektiert und das Signal an einen Regler übergeben (Abb. 1). Dieser Regler verarbeitet das Mikrofonsignal online und steuert in Abhängigkeit davon das Proportionalventil. Der Gasmassenstrom durch das Ventil kann so proportional zu den Druckschwankungen moduliert werden. Der Phasenversatz, der mittlere Gasmassenstrom und das Proportionalitätsverhältnis sind dabei frei einstellbare Parameter. Das Ventil kann zudem sowohl in der primären Vormisch-Gasleitung als auch in einer sekundären (Pilot-)Gasleitung des Brenners platziert werden. Neben den Druckschwankungen in der Brennkammer wird außerdem die OH-Chemilumineszenz in der Verbrennungszone mittels eines Photomultipliers aufgenommen und kann alternativ zum Mikrofonsignal dem Regler übergeben werden.

Ergebnis:

Der beschriebene Regelkreis wurde bereits für ein On-Off-Ventil in der Pilotgasleitung und dem Mikrofonsignal als Eingangsgröße getestet. Das Öffnen des Ventils erfolgte pulsweise für jeden positiven Nulldurchgang des Drucksignals. Abb. 2a zeigt die Abhängigkeit der normierten maximalen Druckamplitude (bezogen auf die maximale Druckamplitude ohne Kontrolle) vom Zeitversatz. Das dargestellte Zeitintervall von 10ms entspricht einer Periode der dominanten Instabilitätsfrequenz. Das Verhältnis von Pilot- zu Vormisch-Gasmassenstrom beträgt 3,5%. Abb. 2b stellt zudem die Abhängigkeit der normierten maximalen Druckamplitude vom Pilot- zu Vormisch-Gasmassenstrom dar. Die maximal erzielte Dämpfung beträgt über 20dB. Es ist zu erwarten, dass der Dämpfungseffekt bei Verwendung eines Proportionalventils noch stärker ist, als es für das On-Off-Ventil gezeigt werden konnte.

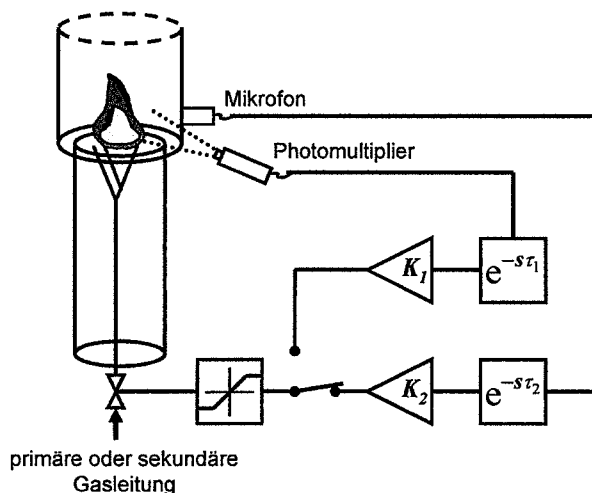


Abb. 1: Geschlossener Regelkreis zur aktiven Kontrolle.

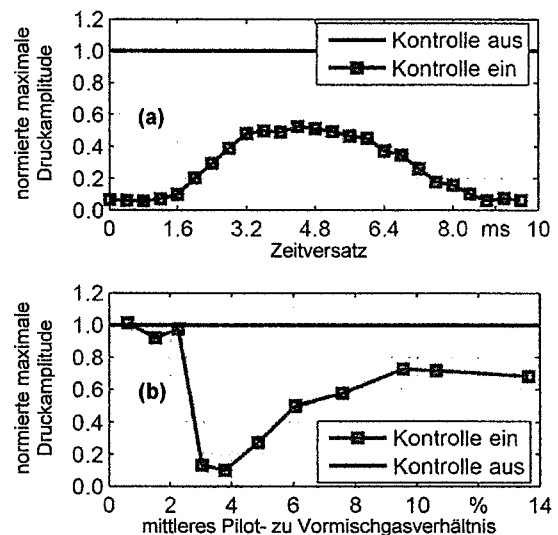


Abb. 2: Normierte maximale Druckamplitude im Brennkammersystem als Funktion des Zeitversatzes (a) und des mittleren Pilot- zu Vormischgasverhältnisses (b) mit und ohne aktiver Kontrolle.

Literatur:

- [1] Poinso, T.J., Trouve, A.C., Veynante, D.P., Candel, S.M., Esposito, E.J.: Vortex-driven acoustically coupled combustion instabilities. J.FluidMech. 177 (1987) 265–292
- [2] McManus, K.R., Poinso, T., Candel, S.: A review of active control of combustion instabilities. Prog. Energy Combust. Sci. 19 (1993) 1–29
- [3] Paschereit, C.O., Gutmark, E., Weisenstein, W.: Control of Thermoacoustic Instabilities in a Premixed Combustor by Fuel Modulation. (1999) AIAA Paper 99-0711.
- [4] Moeck, J.P., Bothien, M.R., Guyot, D., Paschereit, C.O.: Phase-Shift Control of Combustion Instability Using (Combined) Secondary Fuel Injection and Acoustic Forcing. Conference on Active Flow Control, Berlin, 27. – 29. Sept. 2006 (eingereicht)

Weiteres Vorgehen:

Einsatz des Proportional-Ventils zur Massenstrommodulation in der Vormisch- und Pilotgasleitung zum Brenner.

Datum: 14.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.- Ing. L. Hoefener, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Sekr. F2, Marchstraße 14
10587 Berlin

Telefon: +49 (0) 30 314 – 25438
Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955
e-mail: Lars.hoefener@TU-Berlin.de

Thema: Experimentelle Untersuchungen zur kontrollierten Transition in einer laminaren Ablöseblase an einer axialsymmetrischen Geometrie

Ausgangssituation:

Transition und Strömungsablösung können bei zahlreichen technischen Anwendungen in der Luft- und Raumfahrt eine bedeutende Rolle spielen, beispielsweise an laminaren Tragflügelprofilen, an Hochauftriebselementen in Start- und Landekonfiguration oder an Turbomaschinenkomponenten. Die physikalischen Mechanismen, die zur Entstehung, Instabilität, Scherschichttransition und zum turbulenten Zusammenbruch transistionaler Ablöseblasen beitragen, sind noch nicht vollständig verstanden.

In den vorliegenden Untersuchungen wird exemplarisch die Strömung in einem axialsymmetrischen Diffusor mit stetig-divergenter Kontur betrachtet. Die entstehende ausgedehnte laminare Ablöseblase ist ausgesprochen rezeptiv für kleine kontrollierte Störungen, die stromauf von der Ablösestelle im Einlaufbereich des Diffusors in die laminare Strömung eingekoppelt werden. Wie in vorangegangenen Arbeiten bereits erfolgreich demonstriert werden konnte, werden die kleinen Störungen aufgrund der Scherschichtinstabilität der Geschwindigkeitsprofile mit Wendestelle im Bereich der Ablösung stark angefacht, so dass die Strömung nach dem turbulenten Zusammenbruch wieder anlegt.

Ziel:

Im Rahmen dieser experimentellen Untersuchungen soll das Verständnis über die Mechanismen, die zur Entwicklung und Instabilität transistionaler Ablöseblasen beitragen, verbessert werden.

Lösungsweg:

An der in Abb. 1 dargestellten axialsymmetrischen weichen Stufenkontur wurden experimentelle Untersuchungen für $7800 < Re_D < 11400$ durchgeführt. Am Einstörmrand ($D_1=0,05m$) liegt eine laminare Rohranlaufströmung mit deutlichem Grenzschichtcharakter vor ($\delta_{99}/D_1=0,3$). Über der weichen Diffusorkontur, die den Querschnitt auf $D_2=0,08m$ erweitert, entsteht eine extrem lange druckinduzierte laminare Ablöseblase. Ein azimuthal segmentierter Membranaktuator erlaubt die Einkopplung kontrollierter Störungen.

In vorangegangenen Arbeiten konnte gezeigt werden, dass sich mit einem derartigen Aufbau prinzipiell die Transition gezielt beeinflussen lässt. Die vorliegende Untersuchung konzentriert sich nun auf den Einfluss unterschiedlicher umfangsabhängiger Anregemoden auf den Ablauf der Transition in der abgelösten Scherschicht.

Ergebnis:

Bei der vorliegenden laminaren Grundströmung kann die Entstehung einer extrem ausgedehnten druckinduzierten laminaren Ablöseblase beobachtet werden (s. Abb. 2). Kurz hinter der Rohrerweiterung ($x/D_1 \approx 1,6$) bildet sich ein Rückströmungsgebiet, während die Kernströmung zunächst praktisch unbeeinflusst bleibt. Die stromauf vom Diffusor kontrolliert eingeleiteten Störungen fachen Instabilitäten (TS-Wellen) an, die in der abgelösten Scherschicht massiv anwachsen und stromab zur Transition führen. Der daraus resultierende verstärkte laterale Impulsaustausch führt zu einer Beschleunigung des Transitionsprozesses und zu einer massiven Reduktion des Rezirkulationsgebietes. Für die axialsymmetrische Anregemode $m=0$ (Abb. 3) verkleinert sich dadurch die Wiederanlegelänge auf $x_R/D_1 \approx 5,2$, während Störungen mit der gegenphasigen Mode $m=1$ (Abb. 4) eine Verkürzung auf $x_R/D_1 \approx 4,4$ bewirken. In beiden dargestellten Anregefällen manifestiert sich die Störanfächung in einer erheblich größeren Intensität der Schwankungen der Axialgeschwindigkeit u_{RMS} , die auf einer verstärkten lateralen Durchmischung beruhen.

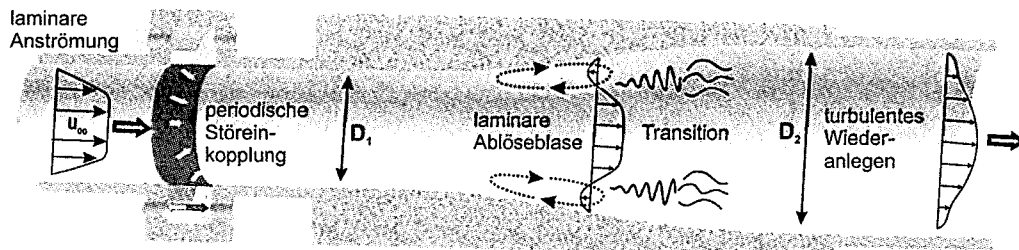


Abb. 1: Strömungskonfiguration

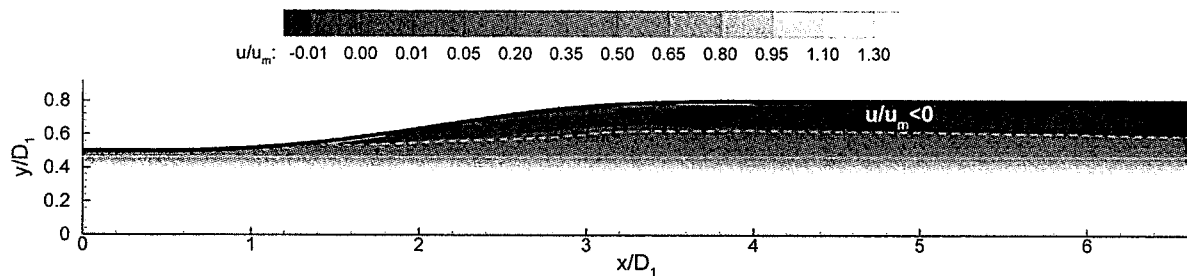


Abb. 2: Axialgeschwindigkeit u/u_m der Grundströmung, $Re_{D1}=7800$, gemittelte Kontur

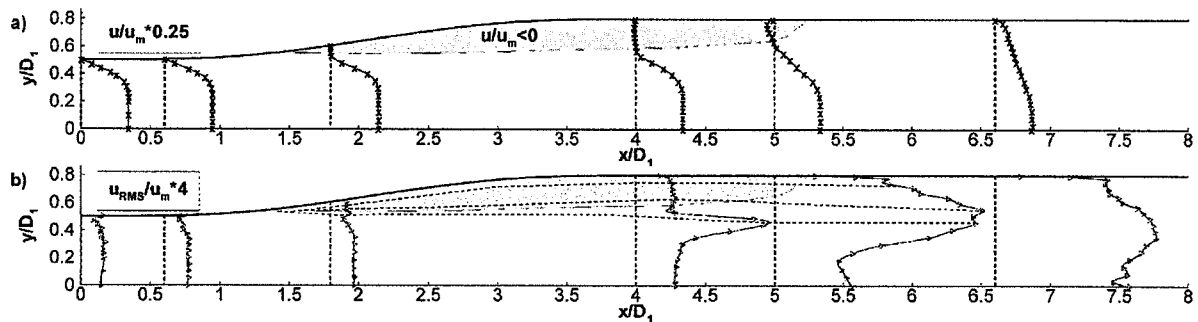


Abb. 3: Zeitgemittelte Geschwindigkeitsprofile, gleichphasige Anregung (Mode $m=0$), $Re_{D1}=7800$, $c_\mu=2,91 \cdot 10^{-4}$, $St=0,35$
a) Axialgeschwindigkeit u/u_m , b) RMS-Werte der Axialgeschwindigkeit u_{RMS}/u_m

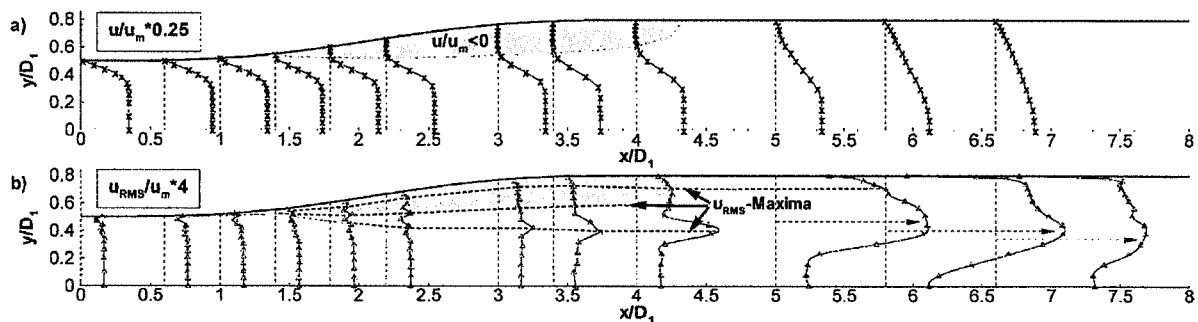


Abb. 4: Zeitgemittelte Geschwindigkeitsprofile, gegenphasige Anregung (Mode $m=1$), $Re_{D1}=7800$, $c_\mu=2,91 \cdot 10^{-4}$, $St=0,35$
a) Axialgeschwindigkeit u/u_m , b) RMS-Werte der Axialgeschwindigkeit u_{RMS}/u_m

Literaturquellen:

Dovgal, A.V., Kozlov, V.V. and Michalke, A. "Laminar boundary layer separation: instability and associated phenomena", *Prog. Aerospace Sci.*, Vol. 30, pp. 61-94, 1994

Han, S., Tumin, A. and Wygnanski, I., "Laminar-turbulent transition in Poiseuille pipe flow subjected to periodic perturbation emanating from the wall. Part 2. Late stage of transition", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 419, pp. 1-27, 2000.

Maucher, U., Rist, U. and Wagner, S. "Transitional structures in a laminar separation bubble", *Notes on Numerical Fluid Dynamics*, Vol. 72, pp. 307-314, Vieweg-Verlag, 1999

Hoefener, L., Nitsche, W., Carnarius, A. and Thiele, F. "Experimental and Numerical Investigations of Flow Separation and Transition to Turbulence in an Axisymmetric Diffuser", *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V*, Vol. 92, Springer-Verlag, 2006

Datum: 12.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flow Control

Ansprechpartner: T. Janetzke, M. Reyer, W. Nitsche

Institution: Technische Universität Berlin

Adresse: Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin

Telefon: 030/314-21321

Telefax: 030/314-22955

e-mail:

Timm.Janetzke@ILR.TU-Berlin.de

weitere Partner: Rolls-Royce Deutschland

Thema: Strömungsmechanische Analyse einer periodisch-instationären Prallkühlkonfiguration

Ausgangssituation:

Prallstrahlen werden in Luftfahrtantrieben u.a. zur Kühlung von Turbinenschaufeln oder -gehäusewänden eingesetzt. Da die verwendete Kühlluft dem Triebwerksverdichter entnommen wird, verringert sich der Gesamtwirkungsgrad des Antriebes. In neuen Untersuchungen, z.B. [1], [2] konnte die Kühlwirkung von Prallkühlkonfigurationen durch die Anwendung instationärer Prallstrahlen unter bestimmten Einsatzbedingungen erhöht werden. Diese Studien erfolgten entweder an Konfigurationen, die geometrisch weit vom realen Einsatzfall in Luftfahrtantrieben entfernt waren, oder unter sehr begrenzter Variation relevanter Anregeparameter. Im Forschungsprojekt „LuFo-III Transonische Hochdruckturbine“ befasst sich ein Teilprojekt mit der Untersuchung periodisch-instationärer Prallstrahlen. Eine sehr nah am Realfall orientierte Konfiguration wird über einem weiten Variationsbereich charakteristischer Anregeparameter untersucht.

Ziel:

Grundlegendes Ziel ist die Erhöhung der Kühleffektivität bei idealerweise reduziertem Kühlluftmassenstrom. Um dies über eine gezielte Strahlanregung zu erreichen, müssen detaillierte Kenntnisse über das konvektive Strömungsfeld erlangt werden.

Lösungsweg:

Es wurden Versuchsreihen zur Bestimmung der Kühleffektivität an einem 3-Düsen-Linienarray durchgeführt. Nach der Aufnahme stationärer Referenzdaten wurden die Anregeparameter Strouhalzahl (Anregfrequenz) und Anregeamplitude variiert. Die strömungsmechanische Analyse erfolgte unter Anwendung der Particle-Image-Velocimetry und der Ölfilmtechnik zur Oberflächenvisualisierung.

Ergebnisse:

Abbildung 1a) zeigt für stationäre Prallstrahlen den funktionalen Zusammenhang zwischen Kühleffektivität und Reynoldszahl zu $\varepsilon_{\text{Staupunkt}} = 0.001734 \cdot \text{Re}^{0.5038}$. Je nach Kombination kann eine pulsierende Kühlluftzufuhr eine Verringerung oder Steigerung bezüglich des festgelegten stationären Referenzfalls ($\text{Re}=7280$) bewirken. Ungünstige Kombinationen können in Verringerungen bis ca. 5% resultieren, während im optimalen Fall Steigerungen bis zu 20% erzielt werden können.

Datum: Berlin, Juni 2006

STAB

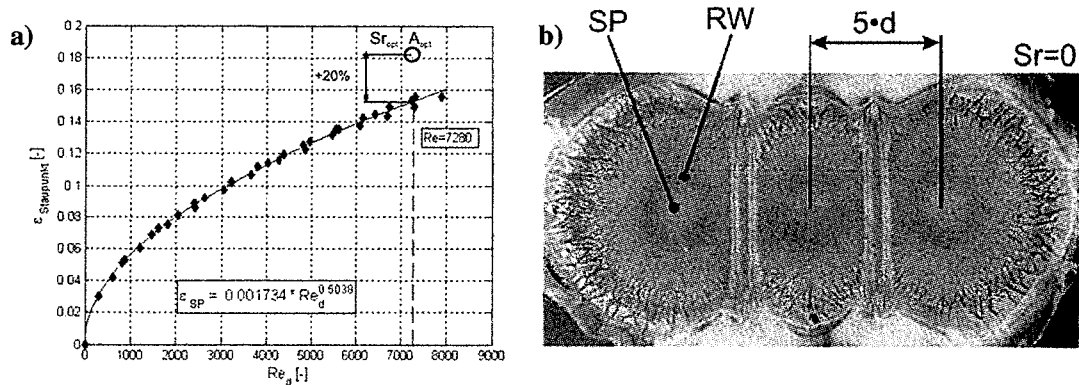


Abbildung 1: a) stationäre Referenzdaten, b) Ölanstrichbild bei stationärer Prallkühlung

Abbildung 1b) zeigt beispielhaft ein Ölanstrichbild für den stationären Referenzfall. Um den Staupunkt (SP) verdeutlicht ein ringförmiger Bereich hoher Wandschubspannungen (RW) die Interaktion zwischen Wandgrenzschicht und natürlich auftretenden Ringwirbeln. Abhängig von den Anregeparametern resultiert ein periodisches Ausblasen von Kühlluft in signifikanten Veränderungen der Wandschubspannungsverteilung.

PIV-Untersuchungen wurden für ausgewählte Betriebspunkte durchgeführt. Abbildung 2a) zeigt dazu beispielhaft die zeitgemittelte Darstellung des Geschwindigkeitsfeldes für den stationären Referenzfall und Abbildung 2b) für einen Fall verminderter Kühleffektivität bei einer Phasenlage von 60% des Anregesignals. Das periodische Ausblasen resultiert in Abhängigkeit der Anregeparameter in deutlichen Änderungen des Strömungsfeldes.

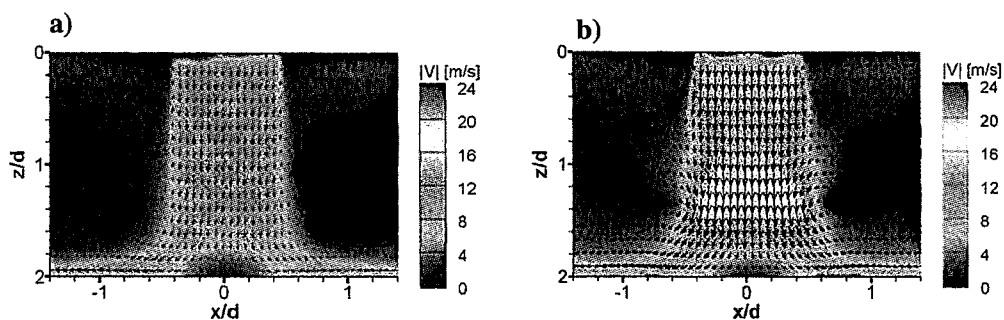


Abbildung 2: PIV-Geschwindigkeitsfelder, a) stationär, b) periodisch-instationär bei nicht optimaler Kombination der Anregeparameter Sr/A

Literatur:

- [1] Camci, C.; Herr, F.; 2002. Forced Convection Heat Transfer Enhancement Using a Self-Oscillating Impinging Planar Jet – ASME Paper, Vol. 124, pp. 770-782
- [2] Zumbrennen, M.; 1993. Convective Heat Transfer Enhancement Due to Intermittency in an Impinging Jet – Journal of Heat Transfer, Vol. 115, pp.91-98

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Christoph Mack, Jörn Sesterhenn

Institution: Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstraße 15
85748 Garching

Telefon: 089/ 289-16178

Telefax: 089/ 289-16139

e-mail: christoph.mack
@aer.mw.tum.de

weitere Partner: Peter J. Schmid

Thema: Iterative Verfahren zur Stabilitätsanalyse
kompressibler Strömungen

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

Ziel: Ausgehend von dieser Problematik ist es das Ziel, ein iteratives Verfahren zu entwickeln, mit welchem die globale Stabilität der Strömung entlang der Vorderkante eines schiebenden Tragflügels untersucht werden kann.

Lösungsweg: Dazu wird das Lösungsverfahren zunächst anhand eines einfachen Testproblems entwickelt und getestet. Als Testproblem dient eine zweidimensionale freie Scherschicht mit dem Geschwindigkeitsprofil $u_0(x, y) = \tanh(y)$. Das Problem sei weiter periodisch in x -Richtung und die Validierung des Lösungsverfahrens erfolgt anhand der Ergebnisse von Michalke (1964).

Zur Lösung des auftretenden Eigenwertproblems werden Krylov-Unterraum-Verfahren verwendet, die wie Edwards *et al.* (1994) gezeigt haben, effizient zur iterativen Lösung von Stabilitätsproblemen eingesetzt werden können. Eines dieser Verfahren ist die Arnoldi Methode, womit sich sowohl einige Eigen-

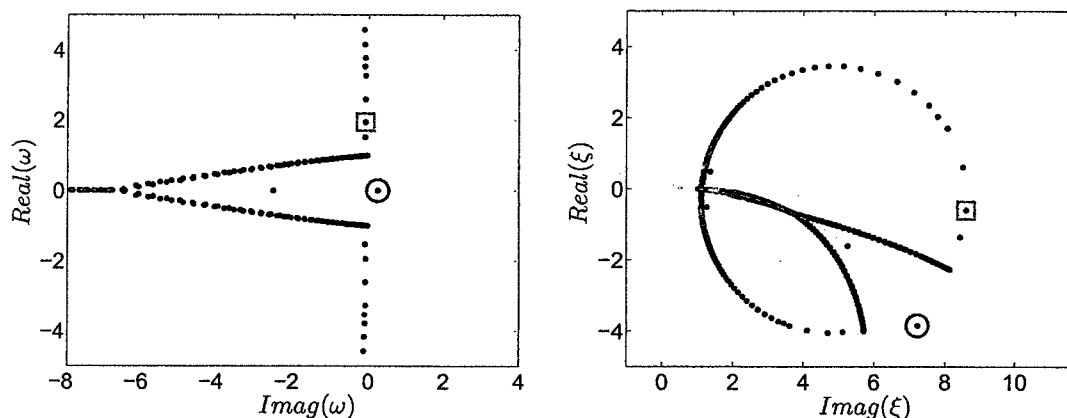


Abbildung 1: Physikalisches Eigenwertspektrum ω (links) und Cayley-transformiertes Eigenwertspektrum ξ (rechts); die markierten Eigenwerte kennzeichnen einen Schermodus (Kreis) sowie einen akustischen Modus (Quadrat); grau gestrichelt dargestellt sind ein kartesisches Gitter vor und das entsprechende Gitter nach der Transformation. Durch eine entsprechende Wahl der Transformationsparameter wird die Berechnung bestimmter Eigenwerte und Eigenvektoren ermöglicht.

STAB

werte ω als auch die entsprechenden globalen Eigenvektoren $\tilde{\phi}(x, y)$ einer kleinen Störung $\phi'(x, y, t) = \tilde{\phi}(x, y) \exp(-i\omega t)$ näherungsweise berechnen lassen ($\phi' = (p', u', v', s')^T$).

Da iterative Verfahren typischerweise nur extreme Eigenwerte, d.h. Eigenwerte am Rand des Spektrums, ausreichend genau approximieren können, wird eine konforme Abbildung verwendet, um das Spektrum zu invertieren. Hierzu kann beispielsweise die Cayley Transformation (Garratt *et al.* (1993)) eingesetzt werden (siehe Abbildung 1). Diese Transformation bedarf der Lösung eines linearen Gleichungssystems, welches aufgrund der Problemgröße wiederum iterativ, z.B. mittels eines Gradientenverfahrens (van der Vorst (1992)), erfolgen muss. Zusätzlich bedürfen iterative Verfahren einer robusten Vorkonditionierung.

Ergebnis: Mit Hilfe des iterativen Stabilitätslösers wurden einige Eigenwerte ω und die entsprechenden globalen Eigenvektoren $\tilde{\phi}(x, y)$ der zweidimensionalen Scherschicht bestimmt. Abbildung 2 zeigt den zum instabilsten Eigenwert gehörigen globalen Eigenvektor $\tilde{v}(x, y)$ mit verschiedenen Höhenlinien für $Ma = 0.1$ (links) und einen akustischen Eigenvektor für $Ma = 0.8$ (rechts). Die Auflösung des Problems betrug 30×80 Punkte für jede Größe.

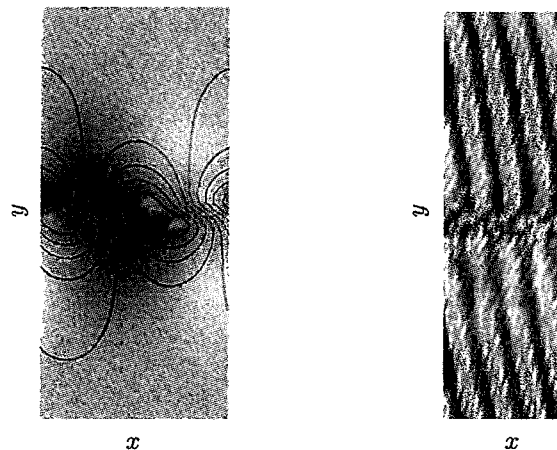


Abbildung 2: Globale Eigenvektoren der transversalen Geschwindigkeit $\tilde{v}(x, y)$ der zweidimensionalen Scherschicht; Schermodus bei $Ma = 0.1$ (links) und akustische Mode bei $Ma = 0.8$ (rechts); Wellenzahl der Störwelle in x -Richtung $\beta = 0.445$ und $Re = 100000$.

Literatur:

- Michalke, A., *On the inviscid instability of the hyperbolic-tangent velocity profile*, J. Fluid Mech., 19:543-556 (1964).
- Edwards, W.S., Tuckerman, L.S., Friesner, R.A., Sorensen, D.C., *Krylov Methods for the Incompressible Navier-Stokes Equations*, J. Comput. Phys., 110:82-102 (1994).
- Garratt, T.J., Moore, G., Spence, A., *A generalised Cayley transform for the numerical detection of Hopf bifurcations in large systems*, World Sci. Ser. Appl. Anal., 2:177-195 (1993).
- van der Vorst, H. A., *Bi-CGSTAB: A fast and smoothly converging variant of Bi-CG for the solution of nonsymmetric linear systems*, SIAM J. Sci. Stat. Comput., 13(2):631-644 (1992).

weiteres Vorgehen: Anwendung des entwickelten Verfahrens zur Untersuchung der globalen Stabilität der Vorderkantenströmung an einem schiebenden Tragflügel.

Datum: 4.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Olaf Marxen

Institution: Department of Mechanics, Royal Institute of Technology (KTH) Stockholm

Adresse:
KTH, Department of Mechanics
Osquars Backe 18
SE-100 44 Stockholm
Sweden

Telefon:
+46-8-790-7176

Telefax:
+46-8-796-9850

e-mail: olaf.marxen@mech.kth.se

weitere Partner: Dan Henningson

Thema: Direct Numerical Simulation of the Bursting of a Laminar Separation Bubble

Ausgangssituation:

A laminar separation bubble (LSB) can originate if an initially laminar boundary layer is subject to a sufficiently strong adverse pressure gradient, and transition occurs in the detached shear layer. Further downstream, the turbulent flow often reattaches in the mean, forming a closed bubble. LSBs can occur on slender bodies and may adversely affect their performance in terms of lift and drag.

Owen and Klanfer (1955) were the first to distinguish between short and long laminar separation bubbles. Tani (1964) introduced a classification of long and short LSBs depending on whether their influence on the pressure distribution is local or global. Under certain circumstances, for slight changes in the flow conditions short bubbles can break-up into long ones (bubble bursting). Gaster (1966) carried out a detailed investigation to settle characteristics of short and long bubbles, and to establish parameters that govern the bursting process.

Up to now, investigations of long LSBs and bubble bursting were almost exclusively based on experiments. Baragona et al. (2003) carried out RANS simulations of long LSBs and bubble bursting, but concluded that Direct Numerical Simulation (DNS) is required to obtain reliable results. Past investigations of long LSBs and bubble bursting indicate that the transition process plays a major role in the flow dynamics.

Ziel:

While numerous studies, including DNS, exist on short LSBs (Häggmark et al., 2001, Marxen et al., 2003, Marxen, 2005), flow dynamics of long bubbles are not well understood on a fundamental level. Within the present investigation, knowledge on the dynamics of the bubble-bursting process shall be gathered to evaluate the cause of bubble bursting.

Lösungsweg:

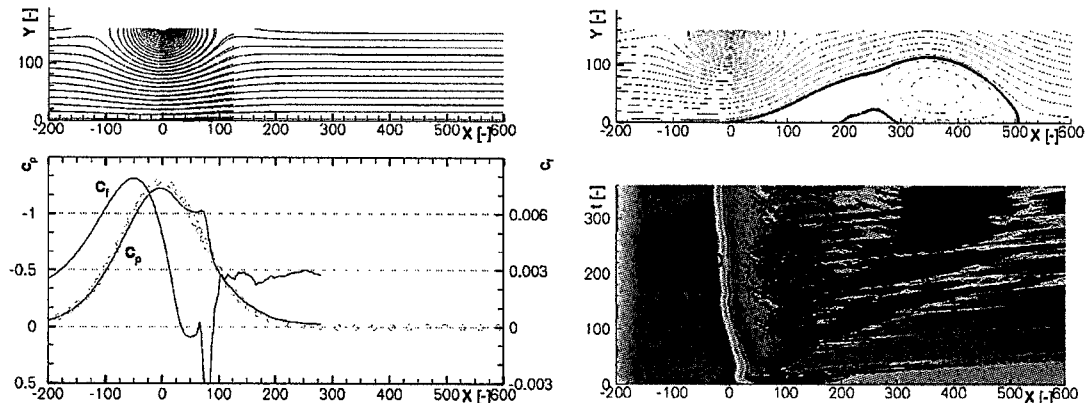
Large-scale DNS of the bursting process from a short to a long LSB is carried out. The underlying potential flow field resembles the one created by a cylinder (i.e. a dipole) above a wall, resulting in a strong acceleration of the boundary layer followed by a strong deceleration. At the inflow upstream of acceleration, a Blasius profile is prescribed ($Re_\delta^* = 600$) and the pressure gradient is induced via the streamwise velocity at the upper boundary. To generate a short LSB, transition is triggered by blowing and suction at the wall upstream of separation. The bursting process is initiated by switching-off explicit disturbance forcing.

Ergebnis:

DNS results show that a short LSB is formed if the triggering amplitude is chosen to be fairly large ($A=10^{-4}$). This is visible from the skin-friction coefficient c_f as well as the wall-pressure coefficient c_p as shown in the left figure. However, if the disturbance input is switched-off, the saturated disturbances are no longer able to reattach the flow soon after transition. Instead, the separation bubble starts to grow in size in the course of the computation (lower right figure).

After a while, reattachment occurs only considerably downstream of the transition location: a long laminar separation bubble has formed (upper right figure). The high sensitivity of the flow with respect to the disturbance amplitude underlines the important role of the transition process. Furthermore, it strongly indicates that the disturbance content in the flow (turbulence level) is an essential parameter to consider in investigations of bubble bursting.

Skizze/Diagramm/Bild



Left: time-averaged streamlines (upper), skin-friction and wall-pressure coefficient (lower) from DNS of short LSB (black lines) and for potential flow (blue lines/symbols).

Right: time-averaged streamlines from DNS of long LSB (upper) and time-development of vorticity at the wall (lower). The black line corresponds to the contour $c_f=0$.

Literatur:

BARAGONA, M., BOERMANS, L. M. M., VAN TOOREN, M. J. L., BIJL, H. & BEUKERS, A. 2003 Bubble Bursting and Stall Hysteresis on a Single-Slotted Flap High-Lift Configuration. *AIAA J.* **41** (7), 1230-1237.

GASTER, M. 1966 The structure and behaviour of laminar separation bubbles. AGARD CP-4, pp. 813-854.

HÄGGMARK, C. P., HILDINGS, C. & HENNINGSON, D. S. 2001 A numerical and experimental study of a transitional separation bubble. *Aerosp. Sci. Technol.* **5** (5), 317-328.

MARXEN, O. 2005 Numerical Studies of Physical Effects Related to the Controlled Transition Process in Laminar Separation Bubbles. Dissertation, Universität Stuttgart.

MARXEN, O., LANG, M., RIST, U. & WAGNER, S. 2003 A Combined Experimental/Numerical Study of Unsteady Phenomena in a Laminar Separation Bubble. *Flow, Turbulence and Combustion* **71**, 133-146.

OWEN, P. R. & KLANFER, L. 1953 On the laminar boundary layer separation from the leading edge of a thin airfoil. *Tech. Rep. No. Aero 2508*. Royal Aircraft Establishment, UK, In: A.R.C. Technical Report C.P. No. 220, 1955.

TANI, I. 1964 Low-speed flows involving bubble separations. *Prog. Aerosp. Sci.* **5**, 70-103.

weiteres Vorgehen:

Future simulations shall clarify details of the process leading to transition and to reattachment in case of the long bubble. Furthermore, flow-control strategies shall be tested on this configuration.

Datum:07.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: J. Ortmanns, C.J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: 38106 Braunschweig
Bienroder Weg 3

Telefon: 0531-391-2987
Telefax: 0531/391-5952
e-mail : j.ortmanns@tu-bs.de

weitere Partner: Universität Stuttgart (IAG)

Thema: Untersuchungen dynamischer Wirbelgeneratoren in Wechselwirkung mit einer turbulenten Plattengrenzschicht bis $Re_\theta = 20000$

Ausgangssituation: Vergangene Arbeiten am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig haben Aufschluss über die Wirkungsweise pneumatischer Wirbelgeneratoren und deren Wechselwirkung mit einer turbulenten ebenen Plattengrenzschicht für den Bereich niedriger Reynoldszahlen ($Re_\theta \sim 1000$) erbracht [1]. Um eine Übertragung der gewonnenen Erkenntnisse auf flugrelevante Reynoldszahlen zu ermöglichen und die Effizienz und Grenzen der Beeinflussungsstrategie zu beleuchten, wurde ein ebenes Plattenexperiment mit Verdrängungskörper für den Modell Unterschallwindkanal Braunschweig (MUB) entwickelt und gebaut, was Untersuchungen bis zu einem Reynoldszahlbereich von $Re_\theta = 20000$ erlaubt.

Ziel: Der Einsatz dynamischer Wirbelgeneratoren für flugrelevante Reynoldszahlen soll systematisch untersucht werden.

Lösungsweg: Es wurde ein ebenes Plattenexperiment entworfen, was die 6 m lange Messstrecke des MUB nutzt und ausgestattet mit einem einstellbaren Verdrängungskörper Druckgradienten bis zur Ablösung der Plattengrenzschicht erzeugen kann, vgl. Abbildung 1. Die 5,7 m lange Platte besteht aus vier Segmenten, die durch ein justierbares Untergestell eingerichtet werden können, um einen Druckgradienten gleich null zu erzielen. Im letzten Bereich der Platte ermöglicht die Konstruktion durch individuelle Einsätze die Anpassung an messtechnische Fragestellungen bzw. die Aufnahme der zu vermessenden Aktuatorik. Zunächst wurde durch Druckmessungen mit einer *PSI 8400*-Anlage der Druckgradient bestimmt und die Ausrichtung der Platte angepasst, sodass eine ebene Plattenströmung vorliegt, vgl. Abbildung 2.

Untersucht werden zwei grundlegende Geometrien zur pneumatischen Wirbelerzeugung:

1) ein schräg ausblasendes Loch ($d = 6,4$ mm) unter $\alpha = 45^\circ$ zur Modelloberfläche und 2) ein

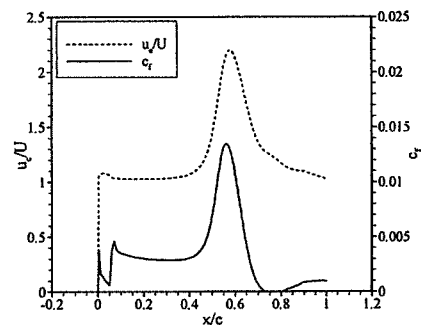
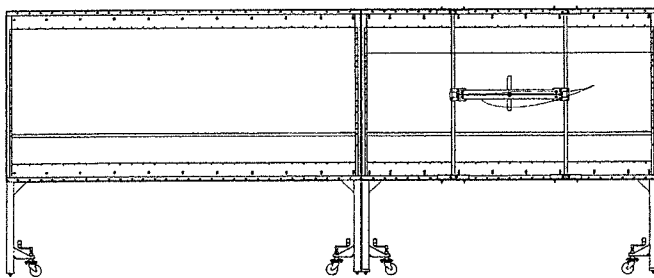


Abbildung 1: Links: Messstrecke MUB mit Platte und Verdrängungskörper, rechts: MSES-Rechnung: Ablösung der Plattenströmung ($Re = 16,5 \cdot 10^6$, $Ma = 0,147$, $\alpha_{\text{Profil}} = 6^\circ$, $h = 0,3$ m)

STAB

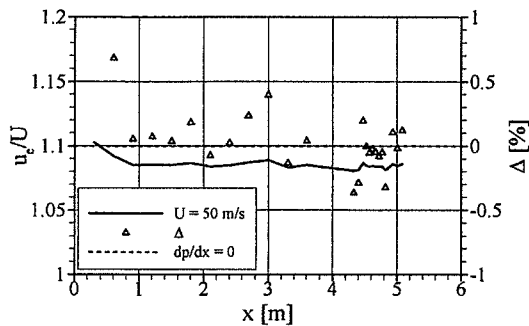


Abbildung 2: Gemessene Geschwindigkeitsverteilung entlang der ebenen Platte für $U = 50$ m/s. Maximale Abweichung vom Mittelwert ($dp/dx = 0$) $\Delta_{\max} = 0.4$ % (außerhalb des Einflusses der Nase).

Schlitz mit Höhe zu Breite von 32×1 mm² unter $\alpha = 90^\circ$. Visualisierungen mittels Öl-Anstrichfarbe geben Aufschlüsse über die Wirkung der induzierten Wirbelströmungen in Abhängigkeit vom Schiebewinkel β relativ zur Zuströmung, der Reynoldszahl der Zuströmung und dem Ausblaseverhältnis $\lambda = w_{\text{jet}}/U$, vgl. Abbildung 3.

Neben der qualitativen Bestimmung der Ausdehnung der erzeugten Wirbelstrukturen sollen phasenstarre stereoskopische PIV-Messungen (3C2D-PIV) in Schnitten senkrecht zur Hauptströmung durchgeführt werden, durch die eine Bestimmung des instationären Verhaltens der induzierten Wirbelstrukturen in Wechselwirkung

mit der turbulenten Grenzschicht möglich ist, vgl. [2], [3].

Ergebnis: Die Platte wurde mit Hilfe von Druckmesstechnik so ausgerichtet, dass eine ebene Plattenströmung vorherrscht. Die maximale Abweichung vom Mittelwert beträgt $\Delta_{\max} = 0,4$ %. Öl-Anstrichbilder zeigen, neben der räumlichen Ausdehnung der erzeugten Wirbelstrukturen, dass die zwei Grundformen der Aktuatorik – das schräg ausblasende Loch und der Schlitz – sehr unterschiedlich auf die Parameter Schiebewinkel β , Reynoldszahl und Auströmverhältnis reagieren. Sie dienen zur ersten Charakterisierung, um den Parameterraum für die

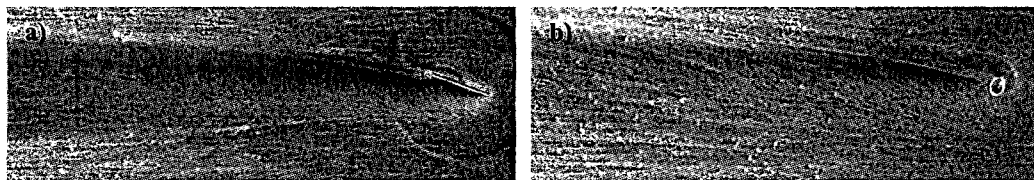


Abbildung 2: a) Schlitzaktuator mit $\beta = 30^\circ$, b) Lochaktuator mit $\beta = 60^\circ$ bei $U = 50$ m/s und $\lambda = 2,5$.

systematischen Untersuchungen eingrenzen zu können. Phasenstarre 3C2D-PIV-Messungen sollen Aufschluss über die Wechselwirkung zwischen turbulenter Grenzschicht und dynamisch angeregter Wirbelstruktur im Bereich flugrelevanter Reynoldszahlen liefern.

- Literatur:** [1] Scholz P, Ortmanns J, Kähler CJ, Radespiel R: *Leading Edge Separation Control by Means of Pulsed Jet Actuators*
3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, CA, USA, 5-8 Juni, 2006.
- [2] Ortmanns J, Kähler CJ: *Investigation of pulsed actuators for active flow control using phased-locked stereoscopic PIV*.
12th Int. Symp. on Appl. of Laser Techn. to Fluid Mechanics, Lisbon Portugal, June 12-15, 2004.
- [3] Ortmanns J, Bitter M, Kähler CJ: *Effects of Periodic Excitation on the Characteristics of a Turbulent Boundary Layer*.
5th Int. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Dubrovnik, Croatia, Sept. 25-29, 2006.

weiteres Vorgehen: Zur weiteren Grenzschichtcharakterisierung soll mittels 2D-PIV-Messungen unter Verwendung eines Fernmikroskops die Wandschubspannung im Bereich der Aktuatorik bestimmt werden.

Datum: 05.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Kai-Christoph Pfingsten, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2994

Telefax: (0531) 391-5259

E-Mail: k-c.pfingsten@tu-bs.de

Thema: Nutzung der Synergien von Triebwerksströmung und Tragflügel für spaltlose Hochauftriebskonfigurationen

Ausgangssituation: Die gezielte Nutzung von Synergien zwischen Triebwerksströmung und Tragflügel ermöglicht höhere Auftriebsbeiwerte und geringere Widerstandsbeiwerte bei Start und Landung. Durch das Verwenden eines spaltlosen Hochauftriebssystems, kann die Anzahl der Lärmquellen bei Start und Landung verringert werden. Zusätzlich würden auf Grund geringerer Widerstände bei Start und Landung lärmarme An- und Abflugverfahren ermöglicht werden, die die Lärmbelastung am Boden weiter senken würden. Darüber hinaus ist ein mit diesem Ansatz möglicher Verzicht auf einen Vorflügel eine wesentliche Voraussetzung für die Laminarhaltung der Strömung im Reiseflug und somit für weitere Kraftstoffeinsparungen. Durch die einfache Klappenkonstruktion kann gegenüber einem konventionellen Hochauftriebssystem Gewicht eingespart werden.

Ziel: Mit Hilfe numerischer Simulationen soll das Verhalten eines gepfeilten und zugespitzten Tragflügels mit Zirkulationskontrolle untersucht werden. Es sollen Informationen über die Umströmung eines Flügels bei Verwendung eines spannwitig begrenzten Hochauftriebssystems mit Ausblasen gesammelt werden. Von weiterem Interesse ist eine Untersuchung der Phänomenologie des Ablöses der Umströmung bei Verwendung von Zirkulationskontrolle. Am Ende der Simulationen soll ein vollständiger Datensatz für eine Flügel-Rumpf-Konfiguration mit Zirkulationskontrolle vorhanden sein. Die hier durchgeführten, systematischen Untersuchungen von Hochauftriebsströmungen mit direkten Synergien Triebwerk-Tragflügel sollen als Grundlage für neue, umweltfreundliche Flugzeugkonfigurationen dienen.

Lösungsweg: Als die erfolgversprechendste Variante für pneumatische Hochauftriebssysteme wurde ein Profil mit Zirkulationskontrolle ausgewählt. Bei der Zirkulationskontrolle wird ein relativ kleiner, dem Triebwerk entnommener Volumenstrom, direkt vor der Hochauftriebsklappe durch einen kleinen Spalt ausgeblasen, um die Strömungsumlenkung durch die Klappe zu steigern. Ein Profil mit Zirkulationskontrolle ist in der Lage mit sehr einfachen, spaltlosen Hochauftriebsklappen sehr große Auftriebsbeiwerte zu erzielen. Die berechneten Auftriebsbeiwerte liegen dabei in derselben Größenordnung, wie die von konventionellen Hochauftriebssystemen erzielten Beiwerte. In Abbildung 1 ist die Geometrie der für die 3D-Simulationen ausgewählten großen Hochauftriebsklappe zu sehen. Die dazugehörigen Auftriebskurven sind in Abbildung 2 zusammengefasst. Auf Grundlage der durch 2D-Simulationen gewonnenen Erkenntnisse wurde eine Flügel-Rumpf-Konfiguration mit Zirkulationskontrolle entworfen. Die Flügel-Rumpf-Konfiguration mit Zirkulationskontrolle wurde als Hochdecker ausgeführt und ist in Abbildung 3 zu sehen. Der Ausblaspalt befindet sich auf der Oberseite des Tragflügels direkt vor der Klappe und reicht vom Flügelkasten bis zum Beginn des Querruders. Die Höhe des Spaltes beträgt dabei ein Promille der lokalen Profiltiefe. Mit Hilfe des numerischen Strömungslösers TAU des DLR [1] soll die 3D-Strömung um diese Flügel-Rumpf-Konfiguration mit einem spaltlosen Hochauftriebssystem numerisch untersucht werden, um einen aerodynamischen Datensatz einer solchen Konfiguration zu erhalten und die Phänomenologie des Überziehens zu untersuchen.

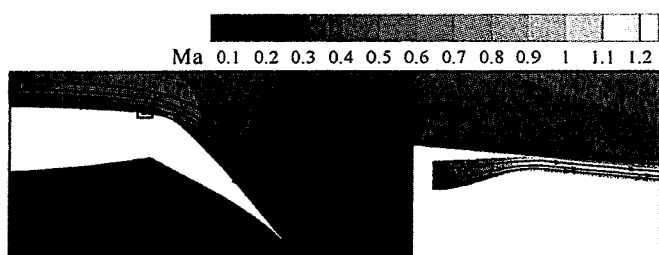


Abbildung 1: Große Hochauftriebsklappe ($h/c = 0,001$):

$Ma_\infty = 0,21$; $Re = 29 \cdot 10^6$

$P_{t,exit}/P_\infty = 1,68$; $\eta = 40^\circ$; $\alpha = 5^\circ$

$C_a = 3,9$; $C_w = 0,064$; $C_m = 0,57$; $C_\mu = 0,03$

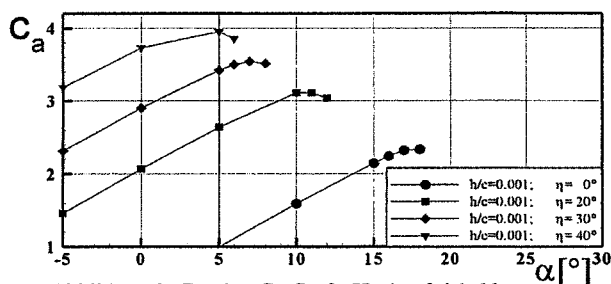


Abbildung 2: C_a über C_w Große Hochauftriebsklappe:

$Ma_\infty = 0,21$; $Re = 29 \cdot 10^6$

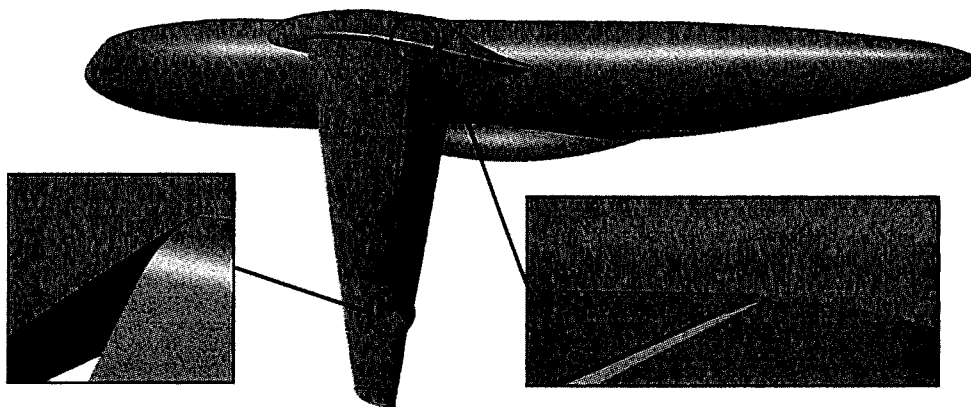


Abbildung 3: Flügel-Rumpf-Konfiguration mit große Hochauftriebsklappe und Zirkulationskontrolle ($h/c = 0,001$; $\eta = 40^\circ$)

Ergebnis: Erste Ergebnisse der 3D-Simulationen liegen bereits vor. In Abbildung 4 und 5 sind c_p -Verteilungen auf der Oberfläche der untersuchten Flügel-Rumpf-Konfiguration mit und ohne Zirkulationskontrolle gezeigt. Auf den Oberflächen sind zusätzlich die Konturstromlinien abgebildet, die eine qualitative Beurteilung der Umströmung ermöglichen. Bei dem Fall ohne Zirkulationskontrolle (Abbildung 4) ist die Strömung auf der um $\eta=40^\circ$ ausgeschlagenen Klappe komplett abgelöst. Auf Grundlage der 2D-Ergebnisse wird eine vollkommene Unterdrückung der Ablösung durch Ausblasen erwartet. Untersuchungen mit Ausblasen bei Klappenaußschlägen von $\eta=20^\circ$ und $\eta=40^\circ$ werden gerade durchgeführt. In Abbildung 5 sind die Konturstromlinien um eine Flügel-Rumpf-Konfiguration mit Ausblasen bei einem Klappenaußschlagwinkel von $\eta=0^\circ$ gezeigt. Der numerisch erzeugte Datensatz zum aerodynamischen Verhalten einer Flügel-Rumpf-Konfiguration mit Zirkulationskontrolle wird im vollständigen Artikel vorgestellt werden.

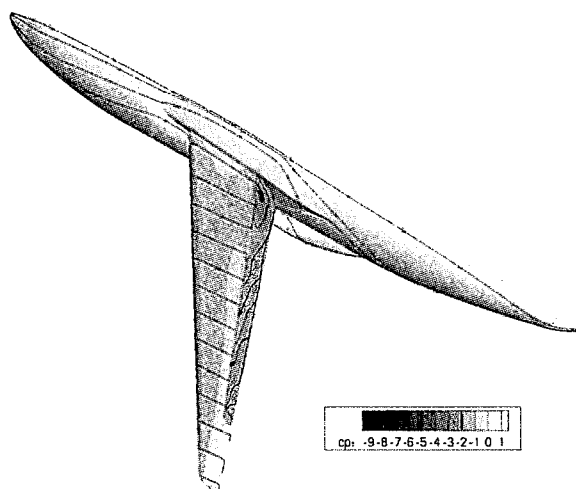


Abbildung 4: Referenzkonfiguration:
 $Ma=0,23$; $Re=32 \cdot 10^6$
 $\alpha=6^\circ$; $\eta = 40^\circ$
 $C_A=1,65$; $C_W=0,221$

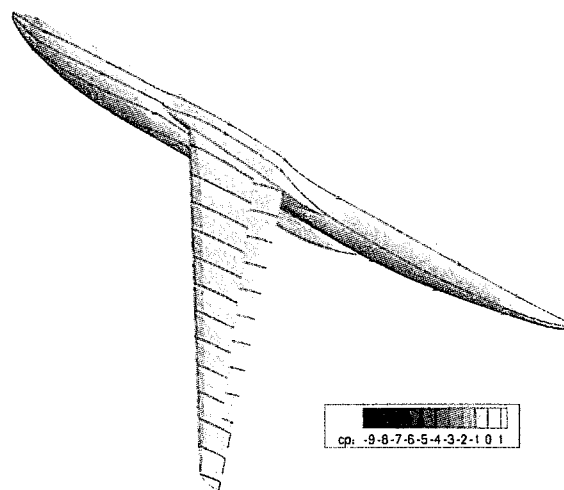


Abbildung 5: Flugzeug mit Zirkulationskontrolle:
 $Ma=0,23$; $Re=32 \cdot 10^6$; $P_{t,exit}/P_\infty=1,68$
 $\alpha=6^\circ$; $\eta = 0^\circ$
 $C_A=0,84$; $C_W=0,055$

Literatur:

- [1] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik: *TAU-Code User Guide. Revision: 1.24.* Release 2004.1.0, April 5, 2004.
- [2] Munro, S. E.; Englar, R. J.; Ahuja, K. K.: *Noise reduction through circulation control.* Paper AIAA-2001-0666, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, USA, 2001.
- [3] Swanson, R. C.; Rumsey, C. L.; Anders, S. G.: *Progress towards computational method for circulation control airfoils.* Paper AIAA-2005-0089, 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, USA, 2005.
- [4] Pfingsten, K.-C.; Radespiel, R.; Kamruzzaman, M.: *Use of Upper Surface Blowing and Circulation Control for Gapless High-Lift Configurations.* CEAS/KATnet Conference on Key Aerodynamic Technologies, Bremen, Juni 2005.

Weiteres Vorgehen: Für die Zukunft ist die Durchführung von Validierungsexperimenten geplant, um die Ergebnisse der numerischen Simulationen zu verifizieren. Hierfür soll zunächst ein 2D-Profil mit Zirkulationskontrolle im Windkanal untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Arne Seitz

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilientalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2888

Telefax: 0531 295 2320

e-mail : arne.seitz@dlr.de

weitere Partner: - -

Thema:

Bestimmung der Anfangsamplitude natürlich erregter Tollmien-Schlichting Wellen aus Flugversuchsdaten

Ausgangssituation:

Es wurden Freiflug-Messungen zum Übergang laminar-turbulent in einer Tragflügelgrenzschicht durchgeführt. Hierbei kamen Oberflächen-Heißfilme zum Einsatz, welche die Messung der von Tollmien-Schlichting Wellen in einer laminaren Grenzschicht ausgelösten Schwankungen der Wandschubspannung erlauben. Durch Kalibrierung der Sensoren war es dabei möglich, auch quantitative Aussagen über die Amplituden der Tollmien-Schlichting Wellen zu erhalten.

Ziel:

Ziel war es, aus den im Laminar-Instabilen gemessenen Wandschubspannungsschwankungen die Anfangsamplituden der Geschwindigkeitsschwankungen am Indifferenzpunkt der Tollmien-Schlichting Wellen zu berechnen.

Lösungsweg:

Da bei den Freiflug-Messungen stets auch Anströmbedingungen und Druckverteilung bestimmt wurden, konnten für jeden Messpunkt auch die Geschwindigkeitsverteilungen der laminaren Grundströmung berechnet werden. Die instationären Messungen fanden im Bereich der Gültigkeit der linearen Stabilitätsanalyse statt, wodurch es möglich war, mit deren Hilfe von den Wandschubspannungsmessungen zunächst auf die Geschwindigkeitsfluktuationen am Messort zu schließen, um dann in einer Rückrechnung die Amplituden der natürlich erregten Tollmien-Schlichting Wellen an ihrem Indifferenzpunkt zu bestimmen.

Ergebnis:

Auf dem oben beschriebenen Weg konnte für im Freiflug natürlich erregte Tollmien-Schlichting Wellen eine mittlere Anfangsamplitude in der Größenordnung von $(u'_{\max}/U_e)_0 = 1,56 \cdot 10^{-9}$ ermittelt werden.

Bei diesem Ergebnis ist jedoch zu berücksichtigen, dass sich die Tollmien-Schlichting Wellen, anders als weitläufig angenommen, nicht als über die ganze Spannweite des Flügels erstreckende, monochromatische Wellenzüge ausbreiten. Vielmehr konnte festgestellt werden, dass sich die Einzelstörungen zu zeitlich und räumlich eng begrenzten Wellenpaketen formieren, die stromab schwimmen. Diese Wellenpakete, welche sich aus dem gesamten gemäß der linearen Stabilitätstheorie möglichen Spektrum von Instabilitäten zusammensetzen, treten dabei zufällig auf und können sich sowohl hinsichtlich ihrer Intensität, d.h. ihrer maximalen Störampplitude, als auch ihrer spannweiten Erstreckung erheblich voneinander unterscheiden (Bild 1).

Die Untersuchung der weiteren Vorgänge jenseits des laminar-instabilen Stadiums zeigte, dass rasch nach Einsetzen der nichtlinearen Entwicklung der Zusammenbruch in die Turbulenz zunächst aus den Wellenpaketen mit der ursprünglich höchsten Intensität heraus erfolgt. Damit konnte ein direkter Zusammenhang zwischen den im Laminaren gefundenen Wellenpaketen und dem Auftreten von Turbulenzflecken nachgewiesen werden.

Literatur: -

weiteres Vorgehen: -

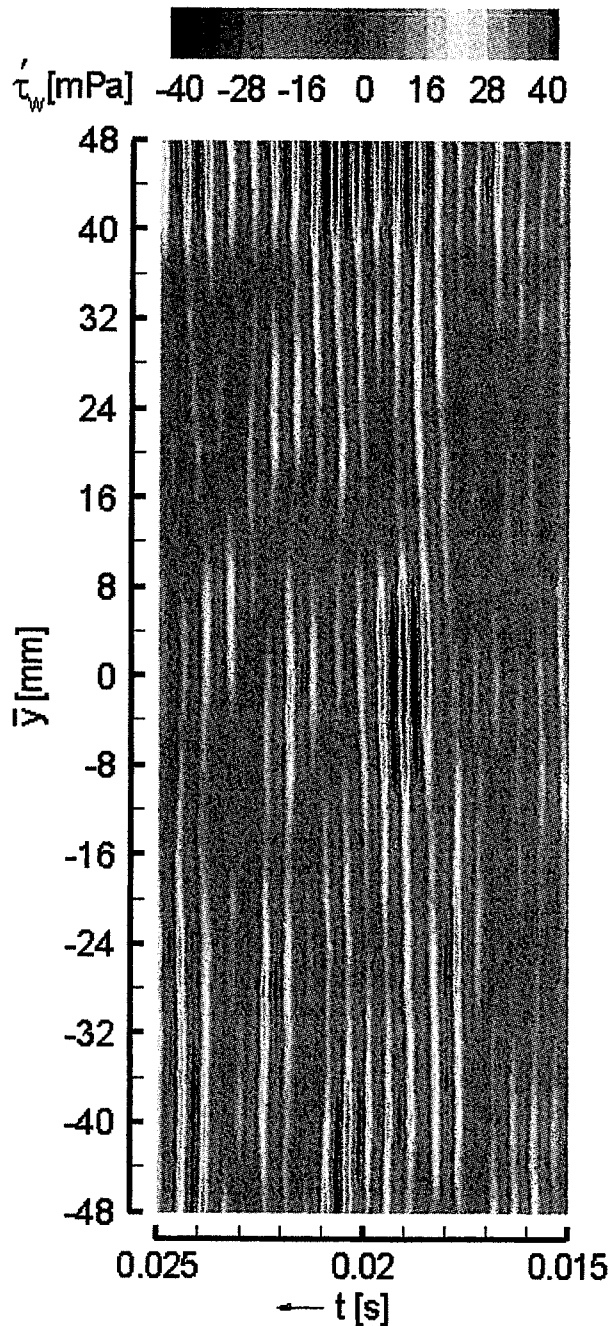


Bild 1: Pakete aus Tollmien-Schlichting Wellen, die über eine spannweite Reihe von Sensoren ziehen .

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr. Jochen Wild

Institution: DLR Braunschweig

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7

38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953336

Telefax: 0531/2952320

e-mail: jochen.wild@dlr.de

weitere Partner: Holger Dettmar, DLR/FH Wolfenbüttel

Thema: Beeinflussung von Anlegelinientransition durch Formgebung am Vorflügel eines Mehr-Element-Profiles

Ausgangssituation:

Bei der Messung des ProHMS Hochauftriebsmodells im Kryo-Kanal Köln (KKK) des DNW wurde mit zunehmender Reynoldszahl eine Abnahme des maximal erreichbaren Auftriebsbeiwertes festgestellt [1]. In einer vorangehenden Arbeit [2] wurde untersucht, ob ein mögliches Auftreten von Anlegelinientransition (ALT) mittels numerischer Strömungssimulation eines repräsentativen Flügelschnitts möglich ist.

Ziel:

Mit der vorliegenden Studie soll gezeigt werden, inwieweit sich das Auftreten von ALT am Vorflügel durch geometrische Änderungen beeinflussen lässt, und welche Parameter hier einen entscheidenden Einfluss haben. Ferner soll bewertet werden, inwieweit sich diese Änderungen auf eine mögliche Relaminarisierung der Grenzschicht auswirken, die in der vorangehenden Arbeit noch unberücksichtigt blieb.

Lösungsweg:

Für das Auftreten von Anlegelinientransition existiert ein einfaches empirisches Kriterium nach Pfenninger [3] auf der Basis einer Reynoldszahl der Grenzschicht der Anlegelinie, gebildet aus der Querströmungsgeschwindigkeit am Außenrand der Grenzschicht w und der Impulsverlustdicke der Anlegelinie nach Sears [4]. Aus umfangreichen experimentellen Untersuchungen ist die kritische Reynoldszahl, ab der turbulente Strömung entlang der Anlegelinie auftritt, bestimmt worden [5]. In [2] wurde gezeigt, dass dieses Kriterium sich auf Basis von zweidimensionalen Strömungsberechnungen auswerten lässt.

In der vorliegenden Arbeit wird dieses Kriterium zur Bewertung systematischer Geometrievariationen im Bereich des Vorflügels verwendet. Als Parameter dienen zum einen die Freiheitsgrade zur Positionierung des Vorflügels. Zum anderen werden aber auch systematische Parametervariationen zur Größe des Vorflügels sowie zur Form der Trennlinie zwischen Haupt- und Vorflügel durchgeführt. Neben dem Einfluss einzelner Parameter wurde auch die gleichzeitige Variation mehrerer Parameter untersucht.

Neben dem möglichen Auftreten von ALT kann es gerade am Vorflügel aufgrund der starken Strömungsbeschleunigung auch zur Relaminarisierung der Grenzschicht kommen. Für eine durchgängige Beurteilung der Geometrievariationen ist deren Berücksichtigung daher sinnvoll. Daher wird in dieser Arbeit auch nach einem Kriterium gesucht, welches sich aus den zwei-dimensionalen Strömungsberechnungen ableiten lässt. Hierzu werden mehrere in der Literatur gebräuchliche Kriterien auf ihre Eignung untersucht.

STAB

Ergebnis:

Aufgrund der Berechnungen konnten maßgebliche Parameter zur Beeinflussung der Anlegelinientransition identifiziert werden. Hierbei wurden zwei unterschiedliche Arten von wirksamen Parametern festgestellt. So existieren Parameter, bei denen sich das Transitionskriterium ändert, während der zugehörige Auftriebsbeiwert nahezu konstant bleibt (Abbildung 1 links). Demgegenüber sind aber auch Parameter identifiziert worden, mit denen sich der Auftrieb steigern lässt, ohne dass ein maßgeblicher Einfluss auf das Transitionskriterium erkennbar ist (Abbildung 1 rechts).

Ferner konnte durch einen Vergleich der Strömungsfelder festgestellt werden, mit welchem Mechanismus die Veränderungen auf das Transitionskriterium wirken. Demnach ist vor allem die Lage des Staupunktes am Vorflügel ein entscheidender Parameter.

Im Bereich der Vorhersage der Relaminarisierung wurden Erweiterungen des Parameter nach Launder [6] auf dreidimensionale Grenzschichten untersucht. Hier empfiehlt sich vor allem eine Formulierung Parameter, die entsprechend einer Erweiterung nach Bourassa [7] für 2D-Strömungen, auf dem lokalen Druckbeiwert beruht

$$K_{C_{p3D}} = -\frac{1}{2} \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{1}{1-c_p} \right]^{\frac{3}{2}} \frac{\partial C_p}{\partial s^*} \cdot \cos \psi.$$

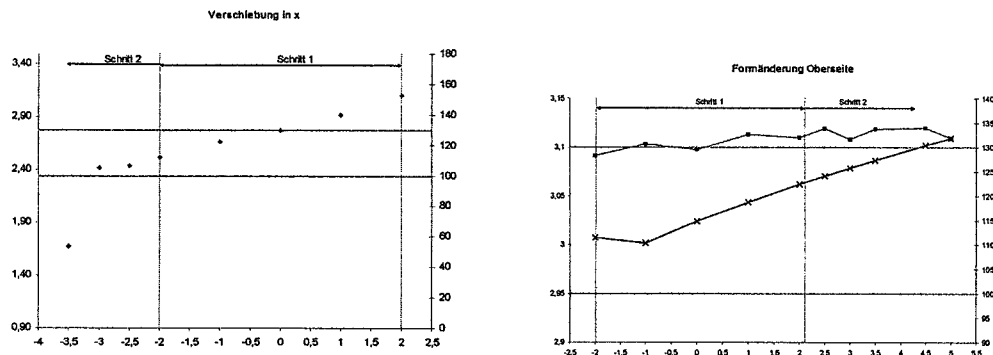


Abbildung 1: Einfluss zweier Parameter auf die Variation des Auftriebsbeiwerts und des Kriteriums für Anlegelinientransition: Links: Horizontale Verschiebung; rechts: Verlängerung der Vorflügeloberseite

Literatur:

- [1] Wild, J., Puffert-Meissner, W., Sitzmann M. und Lekemark L.: „Messung des FNG Hochauftriebs-Modells bei hohen Reynoldszahlen im Kryogenischen Windkanal Köln“, DLR IB 124-2003/37 (2003).
- [2] Wild, J., Schmidt, O.T.: “Prediction of attachment line transition for a high-lift wing based on two-dimensional flow calculations with RANS-solver”, *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Vol. 92, (voraussichtlich August 2006).
- [3] Pfenninger, W.: “Flow Phenomena at the Leading Edge of Swept Wings”, AGARDograph 97, Part IV (1965).
- [4] Sears, W.R.: “The Boundary Layer of Yawed Cylinders”, *Journal of Aeronautical Sciences* Vol. 15 (1) (1948), pp. 49-52.
- [5] Poll, D.I.A.: “Some Observations of the Transition Process on the Windward Face of a Long Yawed Cylinder”, *Journal of Fluid Mechanics* Vol. 150 (1985), pp. 329-356.
- [6] B. E. Launder, “Laminarization of the turbulent boundary layer by acceleration”, Technical Report 77, MIT Gas Turbine Lab (1964).
- [7] Bourassa, C., T. O. Flint und R. C. Nelson: “A High-Lift Building Block Flow: Turbulent Boundary Layer Relaminarization”, University of Notre Dame (2000)

weiteres Vorgehen:

Die ermittelten Beeinflussungen werden mit Ergebnissen einer Windkanalmesskampagne zur Transitionsbestimmung am ProHMS Hochauftriebsmodell verglichen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr. Jochen Wild

Institution: DLR Braunschweig

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7

38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953336

Telefax: 0531/2952320

e-mail: jochen.wild@dlr.de

weitere Partner: Dr. K. de Groot, Dr. Ch. Klein, Dr. Y. Egami, Dr. H.-P. Kreplin, M. Sitzmann

Thema: Bestimmung der Transitionslage an der Vorderkante eines Hochauftriebsflügels unter kryogenen Bedingungen mittels Infrarot, TSP und Heißfilmen

Ausgangssituation:

Bei der Messung des ProHMS Hochauftriebsmodells im Kryo-Kanal Köln (KKK) des DNW wurde mit zunehmender Reynoldszahl eine Abnahme des maximal erreichbaren Auftriebsbeiwertes festgestellt [1]. Dieses Verhalten legt die Vermutung nahe, dass hierfür Änderungen in den Mechanismen, die zum laminar-turbulenten Umschlag der Grenzschicht führen, verantwortlich sind.

Ziel:

Die hier dokumentierte Messkampagne soll durch Anwendung verschiedener Verfahren zur experimentellen Bestimmung des Grenzschichtzustands Aufschluss über die Lage und die Mechanismen des laminar-turbulenten Umschlags geben. Ferner soll die Eignung der unterschiedlichen Messverfahren und deren Anwendung unter kryogenen Bedingungen an einem Aluminiummodell erprobt werden.

Lösungsweg:

Das ProHMS Hochauftriebsmodell wurde in den Konfigurationen mit und ohne Vorflügel im Flügelmittelteil zur Ermittlung der Transitionslage verwendet. Im DNW-KKK wurden Messungen in einem Temperaturbereich von $T=290\text{K}-100\text{K}$ durchgeführt, wodurch ein Reynoldszahlbereich von $Re=1.4 \times 10^6 - 6 \times 10^6$ erreicht wurde. Als optische Messverfahren für eine flächige Ermittlung der Transitionslage kamen im die Infrarottechnik ($T=290\text{K}-205\text{K}$) und TSP ($T=205\text{K}-100\text{K}$) zum Einsatz [2]. Hierzu wurde sowohl auf den Vorflügel als auch auf die Flügelnase temperatursensitive Farbe (TSP) aufgetragen. Des Weiteren wurde in einem Flügelschnitt eine Heißfilmfolie appliziert [3]. Um bei den optischen Messverfahren eine ausreichende Güte zu erreichen, ist es unter kryogenen Bedingungen notwendig, den Temperaturunterschied zwischen Strömung und Modell zu vergrößern um einen ausreichenden beobachtbaren Wärmestrom zu erreichen. Zu diesem Zweck wurden verschiedene Möglichkeiten auf ihre Eignung untersucht. Zum einen wurde die kurzfristige Erhöhung der Kanaltemperatur untersucht. Eine zweite Möglichkeit bot das Vorwärmen des Modells in der Rüstkammer. Am Vorflügel wurden ferner Heizfolien in der Kehle angebracht, um diesen während der Messungen temperieren zu können.

STAB

Ergebnis:

Mit den Messungen der Transition am ProHMS Hochauftriebsmodell unter kryogenen Bedingungen konnte ein detaillierter Einblick in die Transitionsmechanismen am Vorflügel und an der Flügelnase bei Vorflügellosen Konfigurationen in Abhängigkeit der Reynoldszahl gewonnen werden. Durch entsprechende Maßnahmen zur Steigerung der Temperaturdifferenz zwischen Strömung und Modell konnten hochwertige Aufnahmen mit den optischen Meßmethoden erzielt werden. Abbildung 1 zeigt beispielhaft einen Vergleich der ermittelten Bilder von Infrarot (links) und TSP (Mitte) bei $T=205K$ bei gleichem Anstellwinkel. Sie zeigt, dass im Übergangsbereich von TSP und Infrarot bei $T=205K$ eine gute Übereinstimmung beider Messtechniken erreicht wird. Deutlich sichtbar ist der laminar-turbulente Umschlag in beiden Bildern im vorderen Bereich des Vorflügels. Zu beachten hierbei ist die Umkehr der Graustufung zwischen Infrarot und TSP. Im rechten Teil von Abbildung 1 ist ein Heißfilmsignal für die Flügelnase ohne Vorflügel bei $\alpha=0^\circ$ gezeigt. In diesem Fall erkennt man einen laminar-turbulenten Umschlag bei HF10, der sich kurz hinter der Flügelnase auf der Oberseite befindet.

Die optischen Messverfahren bieten einen Einblick in die flächige Ausdehnung des laminar-turbulenten Umschlags, der mit Heißfilmtechnik nur unter sehr großem Aufwand zu erreichen wäre. So ist im inneren Bereich des Vorflügels ein Zurücklaufen der Transitionslinie (Abbildung 1 Mitte, unten) deutlich zu erkennen, der auf einen Wirbel an der Vorflügelinnenkante hindeutet.

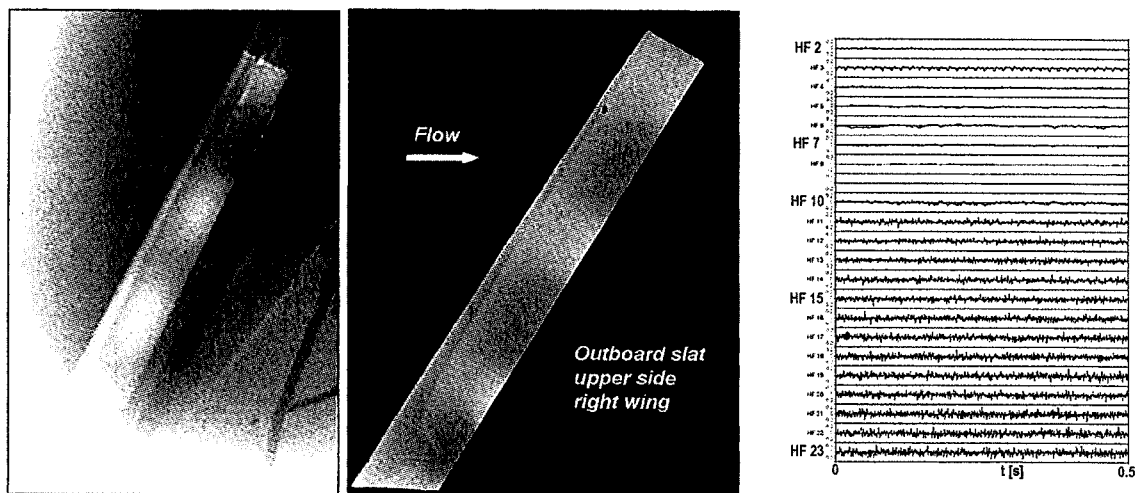


Abbildung 1: Transitionsbestimmung am ProHMS Hochauftriebsmodell unter kryogenen Bedingungen mit Infrarot (links), TSP (Mitte) und Heißfilmen (rechts)

Literatur:

- [1] Wild, J., Puffert-Meissner, W., Sitzmann M. und Lekemark L.: „Messung des FNG Hochauftriebs-Modells bei hohen Reynoldszahlen im Kryogenischen Windkanal Köln“, DLR IB 124-2003/37 (2003).
- [2] Kompenhans, Jürgen; Fey, Uwe; Henne, Ulrich; Klein, Christian; Sachs, Werner; Frahnert, Holger; de Groot, Klaus; Kirmse, Tania; Klinge, Falk; Konrath, Robert; Koop, Lars; Mattner, Hartmut; Otter, Dirk; Pallek, Dieter; Schröder, Andreas; Agocs, Janos; Stasicki, Boleslaw; Egami, Yasuhiro; Engler, Rolf: „Recent developments of image based measurement methods for application to transonic flows in industrial wind tunnels“. *East West High Speed Flow Field Conference EWHSFF2005*, Beijing China (2005).
- [3] Kreplin, H.-P.; Höhler, G.: „Möglichkeiten und Anwendungen der Oberflächenheißfilmtechnik“. In: DGLR - Bericht, 9. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB, 4.-7.10.94, Erlangen (1995).

weiteres Vorgehen:

Die vorliegenden Messdaten werden im Detail ausgewertet und mit Vorhersagen aus numerischen Strömungsberechnungen verglichen

Datum: 30. Juni 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner:

Chr. Klein, U. Henne, W.E. Sachs, Y. Egami

Dr. Christian Klein

Telefon:0551/7092440, Telefax:0551/7092830

E-Mail: christian.klein@dlr.de

Institution:

DLR-Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

weitere Partner:

U. Beifuss, V. Ondrus

Lehrstuhl für Bioorganische Chemie, Institut für Chemie, Universität Hohenheim

Thema:

Instationäre PSP-Messungen durchgeführt am DLR-PSP Modell im DNW-TWG

Ausgangssituation:

Der bisherige Einsatz von drucksensitiven Farben PSP=(Pressure Sensitive Paint) hat gezeigt, dass die flächenhafte, quantitative Druckinformation zum Verständnis aerodynamischer Prozesse von erheblicher Bedeutung ist. Sie liefert nicht nur eine umfangreiche Druckverteilung in Form von Absolutwerten, sondern lässt sich auch zur Bestimmung von Kräften und Momenten ganzer Windkanalmodelle, aber auch einzelner Modellbauteile wie Ruder, Klappen usw. heranziehen, sofern die gesamte Modelloberfläche mittels PSP erfasst ist. Diese, auf optischem Wege erfasste, flächenhafte Druckverteilung mittels PSP liefert somit auch eine wesentliche Grundlage zur theoretischen Modellierung von Strömungen um Körper (CFD).

Aufgrund der bisher präsentierten Messergebnisse wächst die Nachfrage des PSP-Einsatzes für instationäre Strömungsprozesse, insbesondere bei transsonischen Geschwindigkeiten, in zunehmenden Maße. Dieses gilt nicht nur für den Bereich der Aeroelastik, sondern auch für Anwendungen an Turbomaschinen und Hubschrauberrotoren.

Ziel:

Entwicklung eines PSP-Systems mit hoher Aufnahmefrequenz von PSP-Bildern bzw. Bildzeilen unter Einsatz von Farbstoffen mit sehr kurzen Signal-Antwortzeiten. Damit wird die PSP-Technik zur Untersuchung bei periodischen und instationären Strömungen zum Einsatz kommen.

Lösungsweg:

Die vor mehreren Jahren begonnene Zusammenarbeit zwischen dem DLR und der Universität Göttingen/Hohenheim, mit dem Ziel, eigene PSP-Farben für unterschiedliche Anwendungsgebiete zu entwickeln, zeigt heute ihre Erfolge. Die im Labor entwickelte Farbe für den Einsatz im transsonischen Geschwindigkeitsbereich muss nun noch den „Härtetest“ im realen Windkanalbetrieb z.B. DNW-TWG bestehen.

STAB

Ergebnis:

Die PSP-Messungen im Windkanal des DNW-TWG an dem mit bis zu 10 Hz um die eigene Längsachse rotierenden, symmetrischen DLR-PSP-Modell, bei dem das Modell mit der zur Zeit im DLR entwickelten instationären PSP-Farbe beschichtet wurde, zeigen zunächst rein qualitativ sehr gut die Wirbellagen sowohl des Primär- als auch des Sekundärwirbels; aber auch den Wirbelaufplatzpunkt.

Ein detaillierter quantitativer Vergleich der instationären PSP-Ergebnisse mit denen konventioneller instationärer Kulite-Messtechnik läuft zur Zeit.

Bild 1 zeigt das Modell und die Positionen der instationären Druckaufnehmer. Bild 2 zeigt das eingebaute Modell im DNW-TWG.

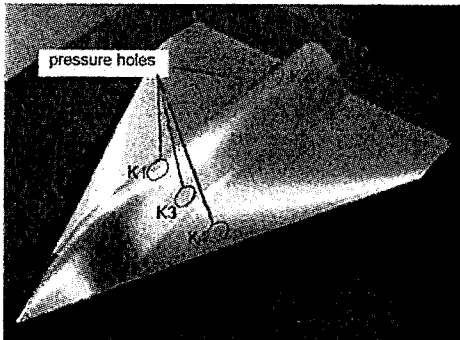


Bild 1 Foto des DLR-PSP Modells mit Positionen der Druckanbohrungen

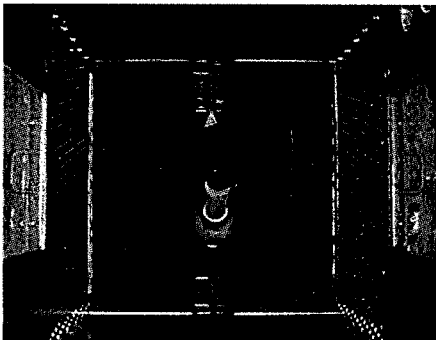


Bild 2 Modell in der adaptiven Messstrecke des DNW-TWG

Literatur:

Engler, R.H.; Hartmann, K., Troyanovski, I.; Volland, A. (1992): „Description and assessment of a new optical pressure measurement system (OPMS) demonstrated in the high speed wind tunnel of DLR in Göttingen“, DLR-FB 92-24.

Engler, R.H., Klein, Chr.;Trinks, O. (2000): „Pressure sensitive paint systems for pressure distribution measurements in wind tunnels and turbomachines“, MST, Vol.11, 1077-1085.

Weiteres Vorgehen:

Das instationäre PSP-System soll bei Messungen im transsonischen Windkanal TWG des DNW in Göttingen eingesetzt werden und Messungen sollen zusammen mit dem Institut für Aeroelastik durchgeführt werden.

Datum: 30.06.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner:

M. Rein*, G. Höhler*, A. Schütte*, A. Bergmann**, Th. Löser**

Institutionen:

*DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**DNW, Niedergeschwindigkeitskanal Braunschweig

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Deutschland

Telefon: +49 551 709 2671
Telefax: +49 551 709 2811
e-mail : martin.rein@dlr.de

Thema:

Simulation of flight maneuvers in a wind-tunnel

Ausgangssituation:

Already at moderate angles of attack small changes in the flight conditions of a delta-wing aircraft can strongly influence the vortex dominated flow field about the wings and thus result in large changes of the aerodynamic loads. Classical approaches for obtaining dynamic stability information as, for example, static and dynamic stability derivatives, are no longer sufficient in developing aircrafts and more and more complex approaches and alternative modeling techniques have been developed.

Ziel:

At DLR a numerical simulation framework is under development for calculating a freely flying maneuvering delta-wing aircraft. In this not only the fluid mechanical equations are solved but also, simultaneously, the equations of flight mechanics and aeroelastics. In order to obtain a data base for validating the simulation framework complex maneuvers of an aircraft have been performed in a wind tunnel.

Lösungsweg:

Maneuvers have been simulated in the open test section of the 2.85 X 3.20 m² low-speed atmospheric wind tunnel NWB of the German-Dutch Wind Tunnels DNW. A fully equipped wind tunnel model of the X-31 was designed and built to a scale of about 1:7.25. The model is equipped with eight remotely controlled control surfaces that are moved by eight servo motors. Dynamic surface pressures have been measured by miniature piezo-resistive pressure sensors located at 60% and 70% chord length on the upper surface of the delta wing and on the leading edge flaps. Forces and moments were obtained by a 6-component strain gauge also included in the main part of the model. In the wind tunnel a newly installed test rig with six degrees of freedom was used for the first time for moving the model (cf. Fig. 1). The complex three-dimensional motion of the model is controlled by an optical position tracking system. In addition to pitching, rolling and yawing motions also real flight maneuvers were simulated.

Ergebnis:

Maneuvers such as pitch and yaw doublets, a 2g pull and steady-heading sideslip were successfully duplicated in the NWB by simultaneously moving the model and its control surfaces according to reduced data obtained from real flight maneuvers. As an example a pitching motion is shown in Fig. 2. On the left-hand side the prescribed variation with time of the angle of attack, and of the angles of the flaps and the canard is depicted. Only the angles of the flaps of the right wing are shown. Those of the left wing performed similar but not the same motion, just as in the flight test. Two pitching oscillations with increasing amplitude are performed. Forces and moments resulting from this maneuver are plotted as non-dimensional coefficients on the right-hand side of Fig. 2. Strong variations of the lift coefficient correlate directly with changes in the angle of attack while fluctuations in the drag and pitching moment coefficients remain small. Small fluctuations in the yawing moment coefficient are due to a non-symmetric motion of the

flaps on the left and right wing. In the same manner other flight maneuvers have been simulated in a ground based facility. Data obtained in these wind tunnel tests will be used for validating the numerical simulation framework that is under development for calculating maneuvering delta-wing aircrafts.



Fig. 1: Model Positioning Mechanism (MPM) with belly sting and X-31 RC-Model in the low-speed wind-tunnel DNW-NWB

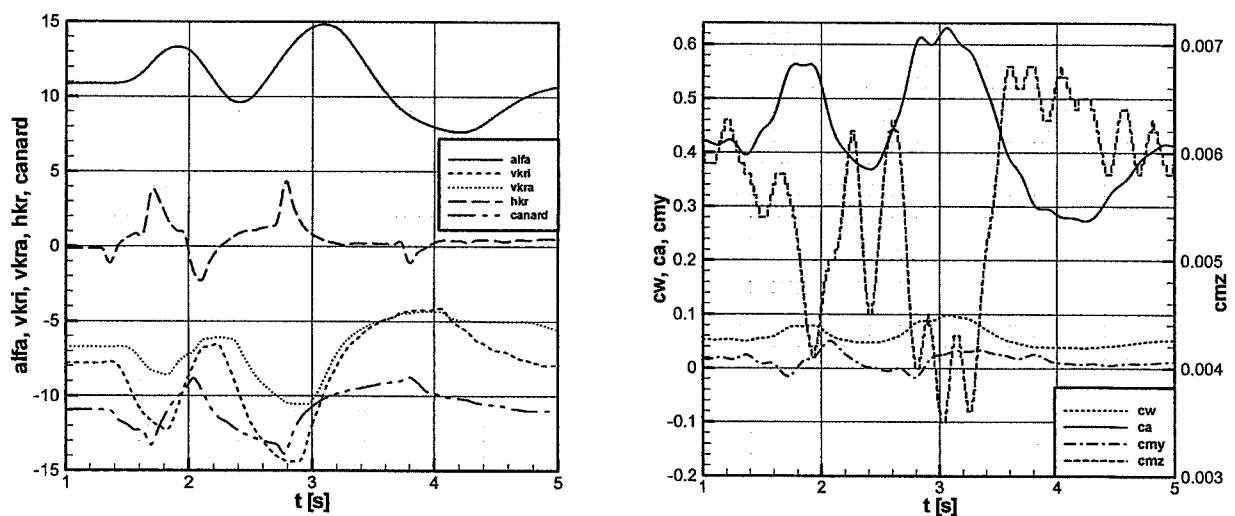


Fig. 2: Simulation of a maneuver in the NWB. Left: prescribed variation in time of the angle of attack (alfa), and of the angles of the two leading edge flaps (vkri, vkra), the trailing edge flap (hkr) and the canard (canard). Right: resulting lift (ca), drag (cw), pitching moment (cmz) and yawing moment coefficients (cmz).

Literatur:

- [1] Rein, M., Höhler, G., Schütte, A., Bergmann, A., and Löser, Th., "Ground-based simulation of complex maneuvers of a delta-wing aircraft", AIAA 2006-3149
- [2] Schütte, A., Einarsson, G., Schöning, B., Raichle, A., Alrutz, Th., Mönnich, W., Neumann, J., and Heinecke, J., "Numerical simulation of maneuvering combat aircraft, "New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V, edited by H.-J. Heinemann, Springer, Berlin, (in press)

Datum: 27.06.05

STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner

Erich Schülein

Institution

DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse

37073 Göttingen, Bunsenstr. 10

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

E-mail: erich.schuelein@dlr.de

weitere Partner

Thema

Konzept zur Reduzierung des Bugwiderstands von hochmanövrierfähigen Flugkörpern.

Ausgangssituation

Moderne hochagile Flugkörper, die mit einem Zielsuchkopf ausgestattet sind, haben meistens eine halbsphärische Nasenform (z.B. „IRIS-T“ etc.). Der Grund ist eine möglichst störungsfreie Signaltransmission durch den Dom, die für eine optimale Suchkopf-Funktionalität notwendig ist. Obwohl diese Nasenform bekanntlich zu einem sehr hohen Bugwiderstand führt, wird dies beim hochagilen Fluggerät in Kauf genommen.

Die bislang bekannten Versuche den Bugwiderstand von stumpfen Körpern im Überschall zu reduzieren wurden meistens mit Hilfe von s.g. Aero-Spikes realisiert. Im Geradeausflug kann diese Anordnung durch eine induzierte Strömungsablösung am Aero-Spike, die als Ergebnis der Wechselwirkung des Bugstoßes mit der Grenzschicht am Aero-Spike zustande kommt, zu einer deutlichen Verminderung des Wellenwiderstands (bis zu 60%-80% [1]) führen.

Die „starre“ Anordnung des Aero-Spikes an der Nase mit einer Ausrichtung entlang der Flugkörperachse führt aber dazu, dass im Manöverflug mit einer schrägen Fluglage dessen Wirkung nicht mehr optimal ist und der hohe Bugwiderstand zustande kommt. Dabei ist es mehrfach bewiesen, dass bei Anstellwinkeln größer als 13°-15° alle Spikes sogar zum erhöhten Widerstand im Vergleich zum stumpfen Referenzkörper führen (siehe z.B.[2]). Deswegen werden diese Elemente vornehmlich nur bei ballistischen (also bei nicht hochmanövrierfähigen) Flugkörpern eingesetzt.

Ziel

Das Ziel dieser Aktivität, ist die Entwicklung neuer Ansätze zur Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften von hochagilen Flugkörpern im gesamten Anstellwinkelbereich.

Lösungsweg

Zur Verringerung des Bugwiderstandes von stumpfen Körpern wird vorgeschlagen adaptive Aero-Spikes zu benutzen, die relativ zur Flugkörpernase oder gemeinsam mit ihr in die Flugrichtung orientiert werden können (aktiv oder passiv) und somit auch bei Schräganströmung des Flugkörpers im Manöverflug eine optimale Wirkung haben sollten. Die Überprüfung des Konzepts soll im Windkanal vorgenommen werden, wobei an einem einfachen Rumpfmödel mit einer halbsphärischen Nase ein typischer Aero-Spike entsprechend dem Anstellwinkel des Mödells angebracht bzw. ausgerichtet werden soll. Die Wirkung des adaptiven Spikes wird mit Hilfe von Kraftmessungen quantifiziert und zusätzlich mit Hilfe von Schattenverfahren visualisiert.

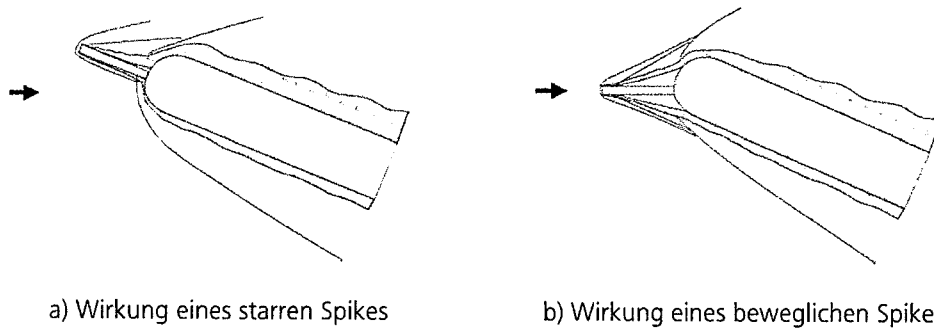
Ergebnis

Die vorläufigen Untersuchungen im Rohrwindkanal Göttingen wurden an einem Rumpfmödel mit einer halbsphärischen Nase bei Machzahl 3 und 5 im Anstellwinkelbereich von 0° bis 15° durchgeführt. Zusätzlich zu einem Mödel ohne Spike wurde das gleiche Mödel mit einem „starren“ herkömmlichen Spike, sowie mit einem „beweglichen“ Spike jeweils bei gleichen Bedingungen untersucht. Die unterschiedliche

Datum: 20.06.2006

STAB

Wirkung von „starrten“ und „beweglichen“ Spikes ist in Abb. 1 zu sehen, wo die Darstellung den beobachteten Schattenbildern entspricht. Das Konzept hat sich in den Versuchen voll bestätigen lassen.



a) Wirkung eines starren Spikes

b) Wirkung eines beweglichen Spikes

Abb. 1: Strömungsstruktur an der Nase eines schräg angeströmten Flugkörpers

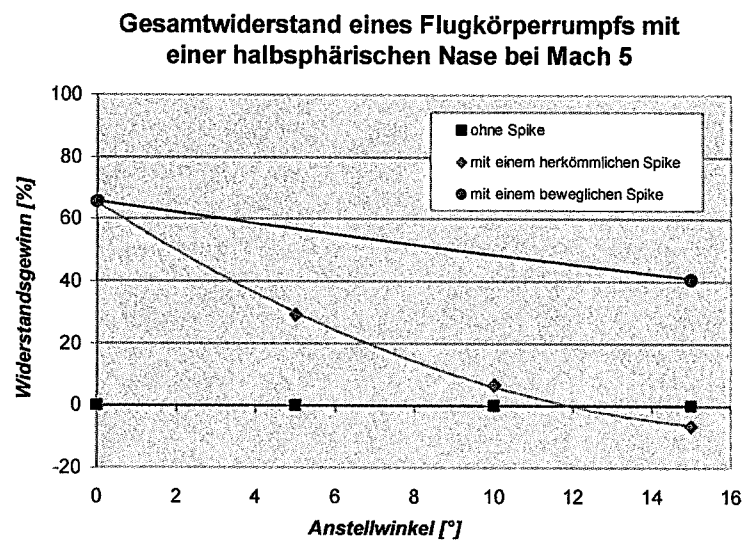


Abb. 2: Erzielte Widerstandsgewinne im Windkanaltest

Die Effektivität eines gegen die Strömung orientierten Spikes ist wesentlich höher als des herkömmlichen. Das kann den Ergebnissen der Kraftmessungen in Abb.2 entnommen werden, wo die erzielten Widerstandsgewinne relativ zu der Konfiguration ohne Spikes angegeben sind. Wenn die herkömmliche Konfiguration mit einem starren Spike schon bei $\alpha > 12^\circ$ kontraproduktiv wird, scheint die neue Konfiguration auch bei wesentlich höheren Anstellwinkeln noch zu funktionieren.

Eine weitere Reihe von Probeversuchen im Rohrwindkanal an Flugkörpermodellen mit selbst-ausrichtenden Spikes hat die Effektivität dieser Lösung auch hinsichtlich der einfachen technischen Realisierbarkeit bestätigen können.

Literatur

- [1] Chang P.K., „Separation of Flow“, Pergamon Press, 1970, 777 p.
- [2] Gnemmi P., Srulijes J., Roussel K., Runne K., „Flowfield Around Spiked-Tipped Bodies for High Attack Angles at Mach 4.5“, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.40, No.5, pp.622-631, Sept.-Oct. 2003.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner: Erich Schüle, Daniel Guyot*

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Göttingen

*Aktuell: TU Berlin, Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik

Adresse: Bunsenstrasse 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0531/295-2811

e-mail : erich.schuelein@dlr.de

Thema: Numerische und experimentelle Untersuchungen zum widerstandsarmen Gitterflügel

Ausgangssituation: Der Gitterflügel weist bekanntlich einen relativ hohen Widerstand auf, der sich aus der Vielzahl seiner tragenden Lamellen ergibt [1]. Dies ist der größte Nachteil moderner Gitterflügel. Die bislang bekannten Versuche zur Reduzierung des Widerstands gingen in Richtung einer Optimierung des Lamellenprofils bzw. der Lamellendicke.

Ziel: Systematische Untersuchungen zur Verbesserung der Leistung von Gitterflügeln durch Vorderkantenzahnung, die entsprechend den Vorstellungen [2] ausgeführt sind.

Lösungsweg: Die Untersuchungen wurden zum einen mit Hilfe numerischer Strömungssimulationen für unendliche Planar- und Gitterflügel, zum anderen mit Hilfe von Kraftmessungen an realen Flügelmodellen im Windkanal durchgeführt. Betrachtet wurden dabei Anströmmachzahlen von 2 bis 6 und Anstellwinkel von 0° bis 10° . Die numerischen Untersuchungen wurden an Planar- und Gitterflügeln unendlicher Spannweite durchgeführt [3], wobei die Effekte der Vorderkantenzahnung bei Variation mehrerer Strömungs- und Geometrieparameter betrachtet und analysiert wurden. Die Experimente im Rohrwindkanal Göttingen RWG wurden im Machzahlbereich von 4 bis 6 an realistischen Planar- und Gitterflügelmodellen mit endlicher Spannweite durchgeführt [4]. Die untersuchten Windkanal-Gitterflügelmodelle sind in Abb.1 dargestellt.

Ergebnis: Sowohl numerisch als auch experimentell wurde eine deutliche Reduzierung des Widerstandes bzw. eine Steigerung der Flügelleistung durch die Zahnung der Vorderkanten eines Gitterflügels festgestellt [4]. In den numerischen Untersuchungen an unendlichen gezahnten Planar- und Gitterflügeln konnte zudem gezeigt werden, dass die Vorderkantenzahnung vor allem die Bugstoßintensität und somit den am Bug erzeugten Druckwiderstand reduziert. Der Effekt der Zahnung vergrößerte sich mit der Anströmmachzahl und verringerte sich mit zunehmendem Anstellwinkel. Er vergrößert sich ebenfalls mit dem Pfeilwinkel und beim Übergang auf kleinere relative Zahngrößen. Die Kraftmessungen an den neuartigen Gitterkonfigurationen im Rohrwindkanal Göttingen zeigten, dass verglichen mit einem herkömmlichen Rechteckgitterflügel gleicher Vorderkantenzuschärfung liegen der maximale Gewinn des Nullauftrieb-Gesamtwiderstandes im untersuchten Bereich der Strömungsparameter für einen Zahngitterflügel mit einem Pfeilwinkel von 55° bei ca. 38% und der der Gleitzahl bei ca.20%.

Die Ergebnisse der Untersuchungen lieferten einen wichtigen Beitrag zum Verständnis der Strömungsphänomene an lokal gepfeilten Planar- und Gitterflügeln und zeigten eindeutig eine Abhängigkeit der Flügelleistung von der Zahngröße und der Zahnanordnung im Gitter auf.

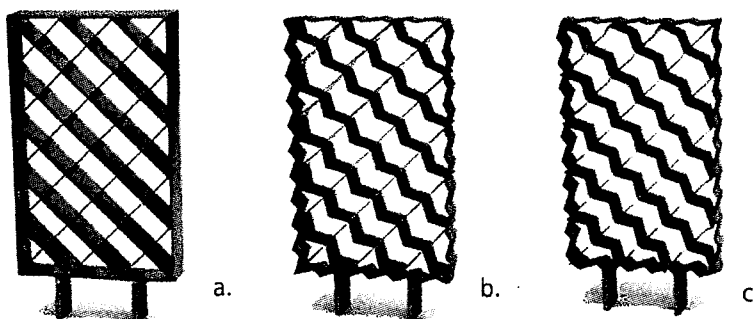


Abb. 1: Untersuchte Gitterflügelmodelle:

a) konventioneller Gitterflügel, sowie gezahnte Gitterflügel vom

b) „Double-Valley“-Typ und

c) „Double-Peak“

Literatur

- [1] Belotserkovsky S.M., Odnoval L.A., Safin Yu.Z., Tylenov A.I., Frolov V.P., Shitov V.A. "Reshetchatye krylia" (in English: „Lattice Wings“), Mashinostroenie, 320 p., Moscow, 1985 (in Russian)
- [2] Schüle, E., „Gitterflügel“, Deutsche Patentanmeldung 10 2004 026 625.5 (Juni 2004).
- [3] Guyot D., „Experimentelle und numerische Untersuchung zum Einfluss der Lamellengeometrie auf die Leistung eines Hochgeschwindigkeitsgitterflügels“, Diplomarbeit, TU Berlin, Februar 2005
- [4] Schüle, E. and Guyot, D. "Novel High-Performance Grid Fins for Missile Control at High Speeds- Preliminary Numerical and Experimental Investigations," In Innovative Missile Systems, Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-135, Paper 35, pp. 35-1 - 35-26, Neuilly-sur-Seine, France: RTO, May 2006, (Available from: <http://www.rto.nato.int/abstracts.asp>).

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 du Général Cassagnou

Telefon: +33 3 8969 5042

Telefax: +33 3 8969 5048

E-Mail: seiler@isl.tm.fr

Weitere Partner: M. Giménez Pastor, P. Mangold, Diehl BGT Defence GmbH & Co. KG (DBD)
D - 88641 Überlingen, Postfach 10 11 55

Thema: Wärmestrommessungen in einer Kavität bei Mach 4,5

Ausgangssituation:

Beim Flug im hohen Überschall treten an der stumpfen Nase eines Flugkörpers erhebliche Stautemperaturen von bis zu einigen tausend Kelvin auf. Die hohen Strömungsgeschwindigkeiten, gekoppelt mit hohen Temperaturen bewirken enorme Wärmeströme am Kopf eines solchen Flugkörpers, so dass der Werkstoff nach einer gewissen Flugzeit an die Grenze seiner Belastbarkeit kommt. Die Oberflächen von Suchkopffestern werden matt, d. h. sie „erblinden“, das Ziel wird nicht mehr erkannt. Es besteht demzufolge ein Bedarf, wirksame Techniken zu entwickeln, womit die Wärmestromraten reduziert werden können. Ein mögliches Konzept dazu ist die Einbringung einer Kavität im Staupunktbereich des Flugkörpers. Aus der Literatur ist bekannt, dass damit die Staupunkterwärmung drastisch gemindert werden kann. Viele Arbeiten auf diesem Gebiet, national wie auch international, sind vertraulich, weshalb nach wie vor ein großer Bedarf an grundlegenden Untersuchungen zu diesem Forschungsgegenstand besteht.

Ziel:

Die Nase eines schnell fliegenden Flugkörpers kann sich beträchtlich erwärmen, was zu Oberflächenschmelzen und Ablation führen kann. Es ist erforderlich, die Nase so zu dimensionieren, dass der Wärmestrom minimal wird. Die Untersuchungen im Rahmen dieser Studie hatten zum Ziel, die Strömung in einer Kavität, die sich an der Stirnseite des Projektils befindet, zu erforschen. Die Versuche wurden mit dem Stoßrohr-Windkanal STB des ISL durchgeführt, der erlaubt, die Anströmung eines Flugkörpers beim Überschallflug in der Erdatmosphäre naturgetreu zu duplizieren. Die Umströmung wurde mittels Schattenverfahren visualisiert und gleichzeitig wurde an mehreren Punkten in verschiedenen tiefen Kavitäten die Wärmestromdichte gemessen. Eine numerische Simulation ist darüberhinaus von der Firma DBD mit Hilfe des Rechencodes FLUENT durchgeführt worden,

Lösungsweg:

Das Konzept der Studie sah ein vorn abgestumpftes, mit einer Kavität ausgestattetes generisches Modell der Nase eines Flugkörpers vor. Wärmeströme wurden an einer vorn planen Nase ohne Kavität wie auch in zwei unterschiedlich tiefen Kavitäten gemessen. Die Anströmmachzahl betrug 4,5. Drei Flughöhen wurden in STB experimentell simuliert: 0, 5 und 10 km. Numerische Rechnungen erfolgten mittels der kommerziellen FLUENT Software.

STAB

Ergebnis:

Abb. 1 zeigt die drei untersuchten Geometrien: vorn plan und mit einer 5 mm, bzw. 15 mm tiefen Kavität. Ein Photo der Anordnung des Modells vor der Mach-4,5-Düse in Stoßrohr-Windkanal STB enthält Abb. 2. Zur Messung des Wärmestromes war der Kopf des Modells mit Dünnschichtsonden bestückt. Die Anordnung der Sonden ist in Abb. 3 anhand des vorn abgestumpften, glatten Modells deutlich erkennbar.

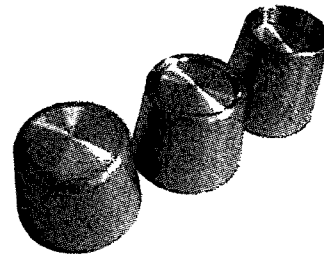


Abb. 1: Die drei Stoßrohrmodelle

Die Anströmung der Sensoren erzeugt einen Wärmestrom in die Sensoroberfläche, wodurch sich die sensitive Schicht des Sensor (Dicke $< 1 \mu\text{m}$) erwärmt, d. h. die Schichttemperatur nimmt zu. Als Folge davon ändert sich deren Widerstand, der in einer Messschaltung als Spannungsänderung registriert wird. Mittels Lösung der Wärmeleitungsgleichung ergibt sich der in die Sonde fließende Wärmestrom [1]. Die Messergebnisse sind in Abb. 4 aufgetragen. Zum Rand der vorn abgestumpften, glatten Nase entwickeln sich Wärmeströme bis 10 MW/m^2 . Der Vergleich der drei Modellvarianten zeigt folgendes Ergebnis: Beim tiefsten Hohlraum ist der Wärmestrom am kleinsten, ohne Kavität am größten. Die numerischen FLUENT-Resultate nähern sich im Rahmen der Messgenauigkeit von $\pm 15\%$ relativ nahe an die experimentellen Ergebnisse an.

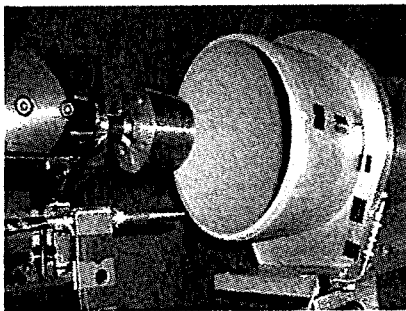


Abb. 2: Modell vor der Mach-4,5-Düse

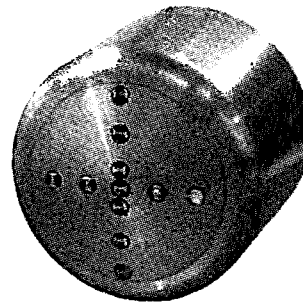


Abb. 3: Mit Sonden bestücktes Stoßrohrmodell

Über die Wärmestrommessungen hinaus, wurde die Umströmung des Modells mittels Schattenverfahren zeitlich hoch aufgelöst dargestellt. Daraus ergaben sich Angaben über den Kopfwellenabstand.

Weiteres Vorgehen:

Zu klären ist, ob durch eine noch größere Kavität die Wärmeströme weiter abnehmen. Darüber hinaus sollten Oszillationen der Kopfwellen genauer untersucht werden.

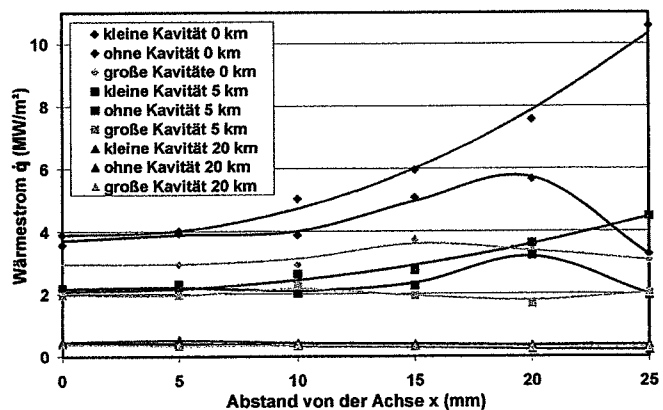


Abb. 4: Gemessene Wärmestromdichten

Literatur:

- [1] H. Oertel. "Wärmeübergangsmessungen". Kurzzeitphysik, Springer Verlag, Wien-New York (1967)
- [2] S. Pataud, B. Sauerwein, A. George, F. Seiler, G. Pastor, F. Boller, Étude de l'écoulement dans une cavité à la tête d'un missile avec la soufflerie à choc STB à Mach 4,5, ISL-Bericht N 808/2005 (2005)

Datum: 26. Juni 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler

Ansprechpartner: Stephan Barth

Institution: ForWind – Zentrum für Windenergieforschung, Universität Oldenburg

Adresse: Carl-v.-Ossietzky-Str. 9-11, 26129 Oldenburg

Telefon: 0441/7983951

Telefax: 0441/7983990

e-mail : stephan.barth@forwind.de

weitere Partner: Frank Böttcher, René Grüneberger, Edgar Anahua, Joachim Peinke

Thema: Wind Energy

Ausgangssituation:

A characteristic feature for wind energy conversion is that wind turbines have to work in highly turbulent conditions given by the meteorological boundary layer. In contrast to airplanes wind turbines cannot avoid or go around turbulent weather.

Ziel:

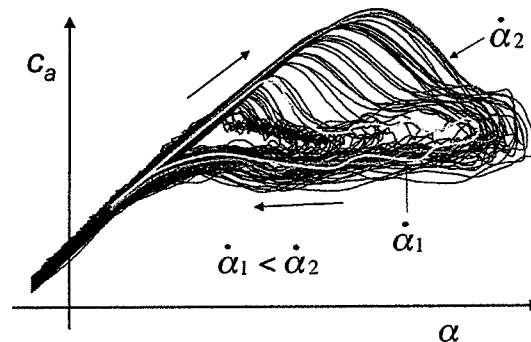
Thus the aim is to describe and analyze turbulence in realistic wind fields as well as the interaction of such wind turbulence with bodies like wind turbine blades.

Lösungsweg und Ergebnis:

First we focus on the scale dependent statistics of atmospheric velocity increments and compare them to that of homogeneous, isotropic and stationary turbulence as realized in laboratory experiments. For turbulent laboratory flows the probability density functions (PDFs) show a change of shapes. For large scales the distributions are Gaussian while for small scales they are found to be intermittent. The here examined atmospheric PDFs differ from those of turbulent laboratory flows. They show a remarkable feature of a shape, which is nearly independent of the scale. This corresponds to the striking feature of intermittent PDF shapes (heavy tailed and not Gaussian) but perform for the structure functions non-multifractal K41 scaling. We introduce a model that interprets atmospheric turbulence as a large scale mixture of subsets of isotropic cases. When mixing is weak the same statistics as for isotropic turbulence under laboratory conditions is recovered while for strong mixing robust intermittency is obtained.

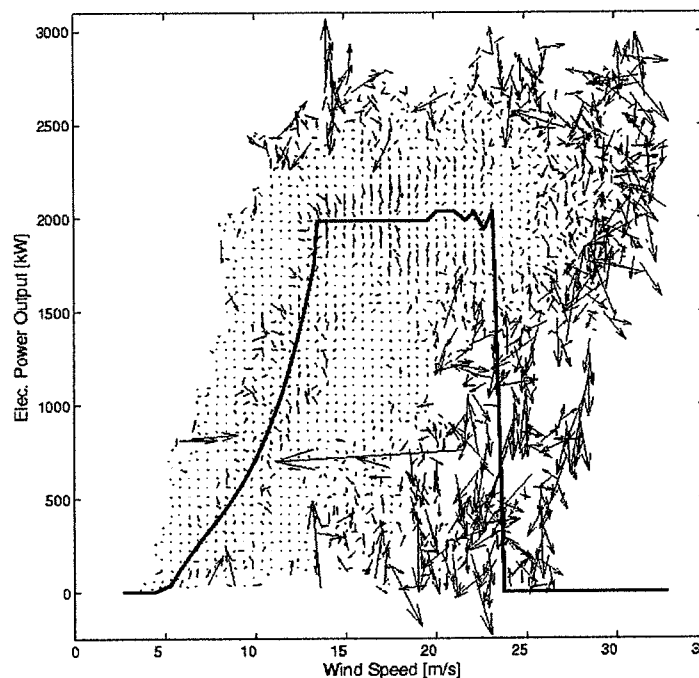
The second part focuses on the interaction and influence of atmospheric turbulence on the wind turbine. One effect is the dynamic stall phenomenon for airfoils as it is caused by fluctuations of the wind direction in turbulent wind. In contrast to static lift forces, there is an increase (overshoot) of lift before flow separation on the suction side of the airfoil occurs, when the angle of attack is changed dynamically. To quantify this effect in wind tunnel measurements, the lift of a wind turbine blade element is determined by the integral of pressure distribution at the wind tunnel walls while rotating the airfoil with defined angular velocities. For stochastic analysis the experiment is repeated several hundred times. Turning the airfoil forward and backward, strong hysteresis effects can be found.

The maximum lift, whose knowledge is relevant for the estimation of extreme mechanical loads of wind turbine blades, depends clearly on the angular velocity with which the airfoil is turned. This effect can be interpreted as an amplifier for large velocity fluctuations in the interaction of wind and airfoil.



Lift coefficient versus angle of attack. The maximum lift increases with angular velocity.

Those fluctuations in the wind and therefore in the lift forces lead to fluctuations in the electrical power output itself. We show that those fast fluctuations in wind speed and power output can be used to perform a stochastic analysis of the wind turbine power output based on a Langevin equation to see how wind velocity fluctuations affect the power performance characteristics. We can estimate the power curve of a turbine from few days datasets and not as usually (following the international standard IEC 61400-12) from several months datasets. In addition this describes the power curve more properly in the sense that we detect the dynamical response of the machinery.



Electrical power output versus wind speed. Arrows represent the drift determinism of the system. The solid line represents the power curve of the wind turbine.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler

Ansprechpartner: H. Richard¹

Institution: ¹DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology - Technical Flows -
Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen, Germany
e-mail: Hugues.Richard@dlr.de

²DLR, Institute of Flight Systems - Helicopter -
Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig, Germany
e-mail: berend.vanderwall@dlr.de

weitere Partner: B. van der Wall², M. Raffel¹

Thema:

Application of PIV techniques for rotor blade tip vortex characterization

Ausgangssituation:

In order to investigate the development of blade tip vortices under different rotor conditions like thrust and rotational speed, both two- and three-component PIV measurements were performed on a 40% Mach scaled Bo105 model rotor in hover condition. The vortices were traced from the trailing edge of the blade up to half a revolution behind the blade with azimuth steps between 1° to 10° and different spatial resolutions. In addition, a sequence of three-component measurements was performed just after the vortex creation at finer azimuth steps of 0.056° in order to generate a three-dimensional volumetric data set of the blade tip vortex. The influence of the PIV image analysis parameters on the vortex parameters derived - in particular sampling window size and window overlap - has been investigated. The measurements presented are part of the HOTIS (HOVer Tip vortex Structure) project.

Ziel:

Within the last decade a large number of experimental investigations were performed in order to better understand and to model the development of rotor blade tip vortices. Most of these studies were done in hovering condition, because the flow field is azimuthally axisymmetric under this condition, the vortices are convected below the rotor plane and are isolated in early stage in comparison to forward or descent flight where the vortices are entrained downstream and might interact with blade wake, other vortices and/or with the following blades. Blade vortex interactions are responsible for the so-called blade-vortex interaction noise. While earlier velocity measurements were obtained using intrusive techniques such as hot-wires, more recent flow measurements rely exclusively on optical techniques, mainly Laser Doppler Velocimetry (LDV) [1], [2] and Particle Image Velocimetry (PIV) [3].

Within the HOTIS (HOVer Tip vortex Structure) project velocity field measurements were conducted using two-component (2C) and three-component (3C) PIV on a four-bladed rotor in hover condition in ground effect inside the rotor preparation hall at DLR Braunschweig. In order to investigate the aging process of the blade tip vortex and the influence of the rotor parameters on the vortex characteristics measurements were made at different vortex ages from $\Psi_v=3.6^\circ$ to 152.6° (1° to 150° behind the trailing edge) with respect to quarter chord line for several rotor parameters: rotation speed (200, 540 and 1041rpm) and thrust (from 0N to 3500N). The blade tip vortex was measured with different spatial resolutions: low and very high spatial resolution in case of 2C-PIV measurements and with high spatial resolution for 3C-PIV. The spatial resolution, defined by the field of view and the size of the interrogation window, is an important parameter when looking for vortex properties such as maximum swirl velocity or core radius [3].

In addition to these measurements, 3C measurements were performed for vortex ages between $\Psi_v=6^\circ$ and 9.6° (with respect to quarter chord line) using very fine age increments of 0.056° in order to generate an averaged volumetrically resolved velocity data set of the vortex.

Lösungsweg:

The rotor is a 40%, dynamically and Mach-scaled Bo105 main rotor with a radius $R=2\text{m}$. It is composed by four hingeless blades that have a pre-cone of 2.5° at the hub, rectangular plan form with $c=0.121\text{m}$, $-8^\circ/\text{R}$ linear twist and a solidity of $\sigma=0.077$. The model was driven by a hydraulic motor and was installed in the center of the $12\text{m} \times 12\text{m} \times 8\text{m}$ rotor testing hall of DLR Braunschweig.

The rotor was operated in ground effect – the hub center located 2.87m ($1.437R$) above the ground – at different rotation speeds of 200, 540 and 1041rpm, corresponding to tip Mach numbers of $M_H=0.122$, 0.329 and 0.633 , and with different thrust coefficients varying from $C_T/\sigma=0$ to 0.072 . Due to the closed hall, recirculation existed and generated an inherently unsteady flow field.

All the images obtained during the measurement were first pre-processed using high pass filter, then binarization filter and finally anti-alias filter in order to increase the signal to noise ratio. Multi-grid algorithm was applied to process the image which consists to use a pyramid approach by starting off with large interrogation windows on a coarse grid and refining the windows and grid with each pass. A window size of 64x64px was used as initial sampling window and for most of the recording, 24x24px as final window size with Whittaker reconstruction peak fit and 75% overlap. All the processing was done using PIVview software.

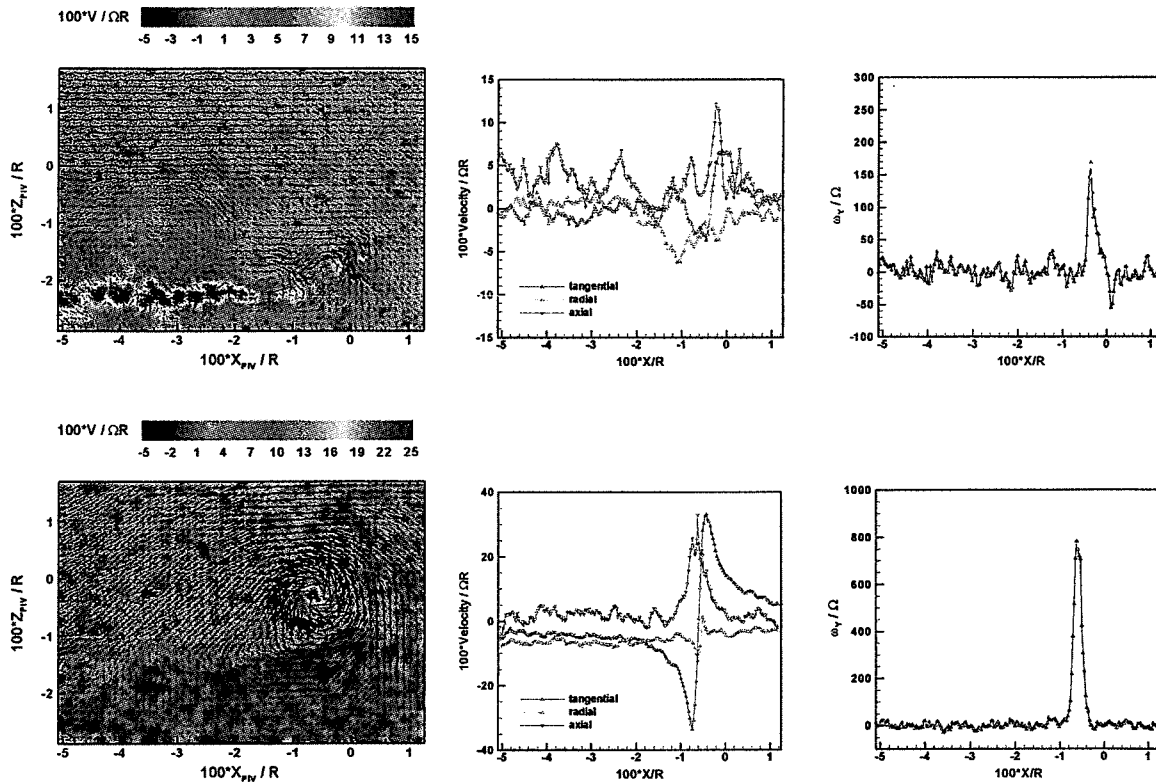


Fig. 1. Normalized instantaneous velocity and their velocity and vorticity profiles, $\Psi_v = 7.6^\circ$, $\Omega = 109 \text{ rad/s}$, for $C_T/\sigma = 0.009$ ($T = 500 \text{ N}$) (top) and $C_T/\sigma = 0.036$ ($T = 2000 \text{ N}$) (bottom).

Fig. 1 shows two examples of instantaneous 3C results, out-of-plane component color coded, and their horizontal velocity and vorticity profiles obtained at $\Psi_v = 7.6^\circ$ for $\Omega = 109 \text{ rad/s}$ for two different thrust: $C_T/\sigma = 0.009$ (top) and $C_T/\sigma = 0.036$ (bottom). One can clearly identified the vortex sheet trailed behind the blade as well as the blade tip vortex for the higher thrust. In case of $C_T/\sigma = 0.009$ thrust, the blade tip vortex is much weaker and thus more difficult to localize.

Literatur:

- [1] Boutier A, Lefevre J, Micheli F (1996) Analysis of Helicopter Blade Vortex Structure by Laser Velocimetry. Exp. In Fluids 21: 33-42
- [2] Raffel M, Seelhorst U, Willert C (1998) Vortical Flow Structures at a Helicopter Rotor Model Measured by LDV and PIV. Aeronautical Journal 104 No. 1014: 221-227
- [3] van der Wall BG, Richard H (2005) Analysis methodology for 3C PIV data. Proc: 31st European Rotorcraft Forum, Florence, Italy

weiteres Vorgehen:

In this paper, the HOTIS (HOVer Tip vortex Structure) test performed in the rotor testing of DLR Braunschweig using 2C and 3C-PIV was described. This test was done on a 40% Mach scaled model rotor of the Bo105 in hover condition at different RPM and thrust. The blade tip vortices were traced from their creation up to half resolution with small age increments. Parametric study of the 2 main PIV parameters: the correlation window size and the overlap were done. It show that the overlap parameter which is often set by default to 50% of the window should be as large as possible in order to avoid random effect and to improve the accuracy of vortex characteristic which can be extracted from the result. Preliminary results show that in order to resolve properly the vortex characteristic and particularly the core radius of young vortices, higher resolution than the one used for the stereo measurement is mandatory.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler (Windkraftanlagen)

Ansprechpartner: Swen Streiner, Siegfried Wagner, Ewald Krämer

**Institution: Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik**

**Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart**

**Telefon: 0711 685 69972
Telefax: 0711 685 63438
e-mail : streiner@iag.uni-stuttgart.de**

weitere Partner: -

Thema: Aeroelastische Analyse nach Floquet unter Einbeziehung instationärer Effekte

Ausgangssituation:

Bei Windkraftanlagen ist der Trend zu höherer Leistung mit immer größeren Rotordurchmessern und Turmhöhen erkennbar. Der Grund liegt zum einen in der effizienteren Nutzung der immer knapper werdenden Standorte an Land, zum anderen wird dadurch für den Bau von Off-shore-Anlagen eine Senkung der Installations- und Wartungskosten erwartet.

Vor allem bei den Rotorblättern, hat dieser Trend dazu geführt, dass moderne Windkraftanlagen schwingungsanfällige dynamische Systeme sind, welche in Wechselwirkung mit der Windströmung stehen. Die Windkraftanlage muss deshalb unter den Gesichtspunkten der Aeroelastik betrachtet werden. Während jedoch der strukturelle Beitrag zur Gesamtdynamik einer Windkraftanlage hinreichend genau betrachtet werden kann, bestehen hinsichtlich der Aerodynamik noch Unsicherheiten. Gerade aber der Einfluss der instationären Aerodynamik auf das dynamische Verhalten wird bei zunehmender Größe der Anlagen immer bedeutender. Wenige Prozent Ertragsunterschiede entscheiden über die Rentabilität einer Windkraftanlage.

Ziel:

Ziel der beschriebenen Arbeit ist zunächst die Vorbereitung, Anwendung und Weiterentwicklung des an der Universität Stuttgart entwickelten Programmsystems ARLIS [1]. ARLIS ist ein Programmsystem zur aeroelastischen Analyse rotierender, elastischer Strukturen auf elastischer Bettung, die durch ein System gewöhnlicher linearer Differentialgleichungen 2. Ordnung mit periodischen Koeffizienten beschrieben werden. ARLIS ist die Abkürzung für Aeroelastic analysis of Rotating Linear Systems und wurde entwickelt für die lineare, dynamische Untersuchung von Windkraftanlagen (WKA), speziell von Horizontalachsenmaschinen mit Ein- oder Zweiblattrotoren und beliebigen Nabenkonzepten. In der aktuellen Version wird ARLIS auch zur Untersuchung von Anlagen mit Dreiblattrotoren eingesetzt. Um den mit der Anlagengröße zunehmenden Einfluss der Aerodynamik besser zu berücksichtigen, soll das Programmsystem mit Modellen zur Berücksichtigung instationärer Effekte erweitert werden. Weiterhin soll der Einsatz moderner numerischer Verfahren (CFD) untersucht werden.

Lösungsweg:

Vorbereitung, Anwendung und Weiterentwicklung von ARLIS zur Stabilitätsanalyse von WKA's. Validierung der Ergebnisse und Vergleich mit anderen Modellierungsverfahren. Aerodynamische Simulation eines Windkraftanlagenrotors mit dem CFD-Code FLOWer und Einbindung der Ergebnisse in ARLIS (schwache Kopplung). Untersuchung des Einflusses der Rotor-Aerodynamik auf das Stabilitätsverhalten.

Ergebnis:

In einem ersten Schritt wurde ARLIS im Rahmen eines EU-Forschungsvorhabens zur Stabilität und Regelung großer Windkraftanlagen zur Stabilitätsanalyse eingesetzt. Die im Vorhaben entwickelten und eingesetzten Programme wurden mit Messergebnissen der untersuchten Anlage verglichen und validiert. Des Weiteren konnten die verwendeten Ansätze zur Modellierung des Gesamtsystems 'Windkraftanlage' verglichen werden.

Obwohl sich die verwendeten Ansätze zur Modellierung der Struktur in den einzelnen Programmen unterscheiden, stimmen die Ergebnisse in diesem Bereich zufrieden stellend genau überein. Der modulare Aufbau von ARLIS erlaubt hierbei prinzipiell die Verwendung eines beliebigen FEM-Programms und scheint realitätsnäher und einfacher auf komplexe Strukturen erweiterbar als die Verwendung von durch Federn verbundenen Massenpunkten.

Die Modellierung quasistationärer Aerodynamik wird bei allen Programmen sehr ähnlich beschrieben. In der Regel wird hier die Blattelement-Impulstheorie in Verbindung mit instationären Erweiterungen, z.B. 'dynamic stall' verwendet. Obwohl ARLIS in der Version ohne instationäre Erweiterungen verwendet wurde, konnte eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Projektpartner festgestellt werden. Für das isolierte Blatt wurden u.a. Blatteigenformen, aerodynamische Leistung, Schubverlauf und induzierte Geschwindigkeiten im stationären Betriebszustand berechnet. Auch für die Betrachtung der gesamten WKA konnten entsprechende Ergebnisse erzielt werden. Im Vergleich mit Stillstands-Messungen stimmen die gewonnenen Simulationsergebnisse in befriedigendem Maße überein. Aus den Messungen bei laufendem Betrieb der WKA konnten nur wenige, mit Unsicherheiten behaftete, Vergleichswerte gewonnen werden. Ein Vergleich mit Programmen, die die Modellierung instationärer Aerodynamik berücksichtigen, zeigte jedoch deutliche Unstimmigkeiten, so dass erhebliche Abweichungen in der berechneten aerodynamischen Dämpfung auftraten.

Dies zeigt, dass die instationären Effekte einen beträchtlichen Einfluss auf die aerodynamische Dämpfung von Rotorblättern großer WKAs haben, welcher sich bei Vernachlässigung auf die zu treffenden Stabilitätsaussagen auswirkt. Um dies näher zu untersuchen wurde mit der Implementierung vereinfachter Modelle zur Berücksichtigung dieser Effekte begonnen. Die Implementierung der so genannten '3D-Korrektur' nach Snel et al. [2] in ARLIS ermöglicht es, die Effekte der Rotation auf den Auftriebsbeiwert zu berücksichtigen. Wie erwartet hat sich gezeigt, dass in einigen Bereichen des Blattradius die Werte für den Leistungs- und Schubbeiwert sowie den axialen und tangentialen Induktionsfaktor höher sind, als Ergebnisse die durch zweidimensionale Rechnung erhaltenen wurden. Des Weiteren wurden unterschiedliche 'dynamic stall' Modelle für die Einbindung in ARLIS verglichen und die Implementierung einer Erweiterung nach Stig Øye [3] wird aktuell bearbeitet.

Literatur:

- [1] Kirchgäßner, B.: Linearisierte aeroelastische Analyse einer Windturbine mit Zweiblattrotor, Dissertation, Universität Stuttgart, 1985.
- [2] Snel, H. (ECN); Houwink, R. (NRL); Bosscher, J. (NRL): Sectional prediction of lift coefficients on rotating wind turbine blades in stall, Technical Report ECN-C-93-052, Petten, December 1994.
- [3] Øye, S.: Dynamic Stall simulated as time lag of separation, 4th IEA Symposium on Aerodynamics of Wind Turbines, Rome 1991

weiteres Vorgehen:

Aktuell werden neben der Implementierung des erwähnten 'dynamic stall' Models auch die aerodynamische Simulation eines Windkraftanlagen Rotors mit dem CFD-Code FLOWer vorbereitet. Die Ergebnisse der aerodynamischen Simulation sollen in ARLIS zur Untersuchung des Stabilitätsverhaltens weiterverwendet werden. Auf lange Sicht wird der Einsatz moderner numerischer Verfahren (CFD) zur aeroelastischen Analyse von Windkraftanlagen ins Auge gefasst.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Wolfram Hage

Institution: DLR Institut für Antriebstechnik, Abteilung Triebwerksakustik (AT-TA)

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

Telefon: 030/31000646

Telefax: 030/31000639

e-mail : wolfram.hage@dlr.de

weitere Partner:

Dr.-Ing. R. Meyer, DLR AT-TA, Prof. Dr.-Ing. C. O. Paschereit, TU-Berlin ISTA

Thema: Ablösungsbeeinflussung mit querangeströmte Rillenoberflächen für hohe Druckgradienten in Strömungsmaschinen

Ausgangssituation:

In Axialverdichtern wird der größte Teil der Verluste durch Strömungsablösungen an den Wänden von Gehäuse und Nabe verursacht [1]. Der starke Druckanstieg in einer Verdichterstufe und die relativ großen Grenzschichtdicken an diesen Seitenwänden führen dort zwangsläufig zur Strömungsablösung. Bei glatten Wänden gibt es klare Grenzwerte für die Grenzschicht (Impulsverlust) -Dicke und den Druckgradienten in Strömungsrichtung, bis zu denen anliegende Strömung aufrecht erhalten werden kann [2]. Wesentlich höhere Druckanstiege können jedoch von Oberflächen mit Querrillen ertragen werden[3],[4]. Hierbei ergeben sich zwar höhere Verluste als bei anliegender Strömung auf glatten Oberflächen, jedoch wird der Bereich, in dem anliegende Strömung aufrechterhalten wird, stark erweitert. Ein vorgegebener Druckaufbau kann also auf wesentlich verkürzter Strecke erreicht werden, ohne dass größere Verluste auftreten.

Ziel:

Es sollen Oberflächen mit Querrillen für die Strömungsbeeinflussung in Diffusoren und in Axialverdichtern untersucht werden und die strömungsmechanischen Grundlagen dazu erarbeitet werden.

Lösungsweg:

An einfachen Diffusorgeometrien werden die Wirkung und Mechanismen solcher Querrillen eingehend untersucht.

Ergebnis:

Ein Diffusor mit glatter Wand und ohne Strömungsablösungen weist sicherlich den besten Wirkungsgrad auf. Bei hohen Druckgradienten und kurzen Baulängen ist ein ablösefreier Diffusor jedoch nicht realisierbar. Durch das Einführen von Blenden bzw. Querrillen in das Gebiet der Strömungsablösungen lässt sich der Wirkungsgrad eines Borda-Carnot Stoßdiffusors von 28% auf bis zu 75% verbessern. Druckmessungen in einem Re-Zahlbereich von 10.000 bis 250.000 (bezogen auf den Düsendurchmesser) zeigen, dass die Blenden wirksam einen Druckausgleich zwischen dem kleinen und dem großen Querschnitt des Diffusors behindern (siehe Bild 1). Particle Image Velocemetry (PIV) Messungen machen die Unterschiede in dem

Strömungsfeld mit und ohne Blenden deutlich (siehe Bild 2). Durch die in Strömung eingeführten Blenden kommt es zu einer Unterteilung des großen Ablösegebiets (Bild 2, links) in mehrere kleine Bereiche, zwischen denen kein Druckausgleich stattfindet. Dies führt zusammen mit dem zwischen den Blenden existierenden Wirbelsystem (Bild 2, rechts) zu einer verkürzten Wideranlegelänge.

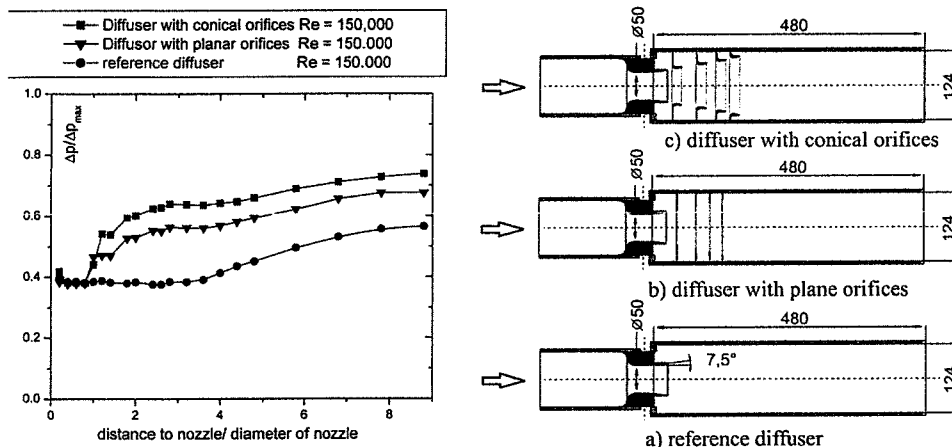


Bild 1: Druckumsetzung verschiedener Diffusor-Geometrien.

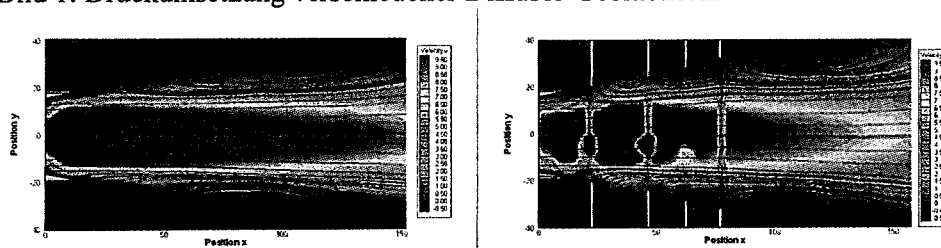


Bild 2: PIV-Messungen der Strömungsgeschwindigkeit in zwei Diffusorgeometrien ($Re = 10.000$).

Literatur:

- [1] Stark, U. & Bross, S.: (1996) Endwall boundary layer separations and loss mechanisms in two compressor cascades of different stagger angle. AGARD-CP 571, Paper 1.
- [2] Fernholz, H.: (1966) Eine grenzschichttheoretische Untersuchung optimaler Unterschall-diffusoren. Ingenieur-Archiv, 35.Band, 3.Heft, Seite 192-201.
- [3] Eck, B.: (1966) Technische Strömungslehre (hier: Untersuchungen zu diskontinuierlichen Oberflächen mit hohen Druckgradienten von B. Regenscheit, Seite 249), 7. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York.
- [4] Migay, V.K.: (1962) The aerodynamic effectiveness of discontinuous surfaces. Inzhenero-Fisicheskii Zhurnal Vol.5, No.4, Seite 20-24.

weiteres Vorgehen:

Im Fortgang der Untersuchungen werden die an einfachen Diffusorgeometrien gewonnenen Erkenntnisse auf axiale Verdichter von Turbomaschinen übertragen. Durch die Strömungsbbeeinflussung mit Querrillen auf den Seitenwänden einer Verdichterkaskade sollen diese Randzonenverluste vermindert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: S. Loose°

Institution: °: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen,

Adresse:

Telefon: 0551 709 2814

Telefax: 0551 709 2404

Sigfried.Loose@dlr.de

weitere Partner: M. Schober*, A. Orelano*, H.P. Kreplin°, G. Günther°, M. Raffel°

* : Bombardier Transportation

Thema:

High Reynolds Number measurements on Train Configurations

Ausgangssituation:

Due to the high costs and a limited feasibility of complex laser measurements at full-scale test conditions, most experimental studies on the aerodynamics of high-speed trains are conducted at sub-scale in wind tunnel facilities. However, in most cases the Reynolds and Mach numbers of the model investigations do not both match the full-scale vehicle. Most modern low-speed wind tunnels reach appropriate Mach numbers of $0.1 < Ma < 0.3$.

Ziel:

If the air speed relative to the train are approximately the same for both, the model and full-scale train, then the Reynolds number in the wind tunnel will be much less than that for a full-scale vehicle in the ratio M of the model- to full-scale dimensions. For aerodynamically well designed configurations, the resulting mismatch in Reynolds number leads to a certain discrepancy of the location where the transition to turbulent occurs. This problem is well known from the large number of aeronautical applications related for example to wings in wind tunnels, but can partly be solved by boundary layer tripping.

However, flows around trains are more complex, because trains usually have a number of important drag-producing small-scale features, like bogies, pantographs, and gaps between cars. The influences of these items are usually taken into account by an extra charge resulting from experiments and previous investigations when simplified model are used. The flow therefore is significantly Reynolds number depending and the risk of misleading model investigations is much larger. This brings facilities into play, which are specialized for high Reynolds number investigations. Whereas drag measurements in conventional mid-size low-speed wind tunnel are reported to lead to errors of up to 30%, significantly reduced errors are expected to result from tests in high Reynolds number facilities. Results of investigations at different Reynolds numbers are shown in figure 1. The measurements have been performed within the same wind tunnel campaign in the cryogenic facility described further below. The influence of Reynolds number onto the measured drag coefficients in the train coordinate system for different yawing angles can clearly be seen.

In addition to the demand of high Reynolds number facilities for the measurement of drag at conditions without relevant crosswinds, crosswinds generate additional important effects on drag and rolling moments of trains and have therefore to be investigated. The high length to width ratio and the required yawing angles lead to the necessity of even larger facilities. One

of the effects of a crosswind is the change of aerodynamic drag by up to 50% compared to no-wind conditions. Since high-speed operation of modern trains has additionally been accompanied by a significant reduction in train weight, as a result of better structural design and improved materials, the proper measurement of effects related to crosswind has gained an increased importance because of safety considerations. Interest in this subject has even more increased with the introduction of un-powered and therefore lightweight lead vehicles.

Lösungsweg:

The aerodynamic lift acting on the frontal part of the train, together with the side force induced by crosswinds and especially gusts lead to generation of strong, unsteady and attached vortices on the leeward side of the leading vehicle. This can lead to a strong de-loading of the frontal bogie, especially on the windward side. In order to achieve an acceptable blockage ratio especially under yawing angles small models have to be used and high Reynolds numbers can only be achieved by changing the fluid or its viscosity. This can be done in two different ways: Either by increasing the pressure of the fluid and/or by decreasing the temperature drastically.

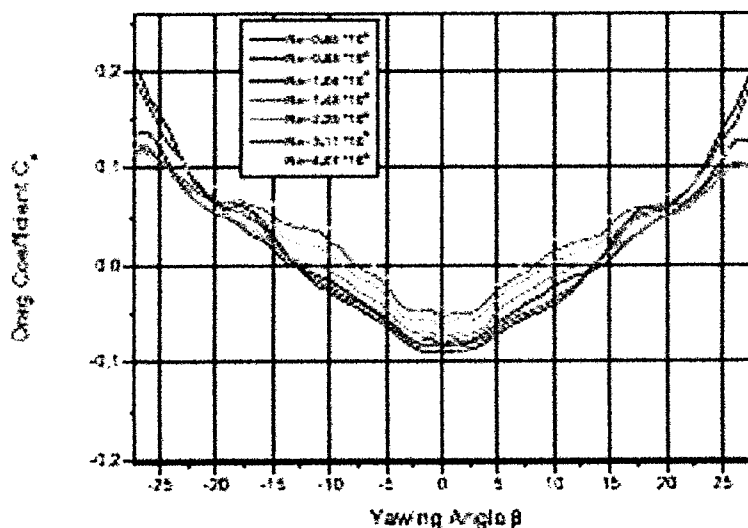


Figure 1. Drag coefficient for different Reynolds numbers plotted versus yawing angle

The disadvantage of test facilities which can realize pressure increase or temperature decrease is their limited optical access required for laser based measurement techniques and particle seeding issues. Technical solutions for a variety of such problems will be described in more detail in the paper. Flow field, as well as pressure and hot film data will be presented and discussed.

Literatur:

Baker, C.J., Brockie, N.J. *Wind tunnel tests to obtain aerodynamic drag coefficients: Reynolds number and ground simulation effects*, Journal on Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 38, 1991, 23-28
 Becker W., Rebstock R., Loose S., Richard H., Raffel M. *Tests for Vehicle Aerodynamics in the Cryogenic Wind Tunnel Cologne DNW-KKK*, 20th International Congress on ICIASF, Göttingen, Germany, 2003

weiteres Vorgehen:

Measurements and flow visualization performed in the water towing tank of DLR in Göttingen will be finalized next week.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Christian Navid Nayeri

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

¹Chalmers University of Technology, Göteborg, Schweden

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

Telefon: 314 24660

Telefax: 314 21101

e-mail : christian.nayeri@tu-berlin.de

weitere Partner: Oliver Zühlke, Lennart Löfdahl¹, Christian Oliver Paschereit

Thema: Widerstandreduktion von Sattelzügen durch passive Maßnahmen

Ausgangssituation:

Schwere Straßenfahrzeuge sind für einen beträchtlichen Teil des verkehrsbedingten Energieverbrauchs, der Treibhausgasemissionen und der konventionellen Emissionen (vor allem Stickoxide und Partikel) verantwortlich. Eine Reduktion dieser umweltschädigenden Einflüsse ist wünschenswert und wird bei der Motorenentwicklung bereits berücksichtigt. Dagegen werden Luftwiderstandsmindernde Maßnahmen weniger stark betrachtet [1].

Ziel:

Das Ziel der laufenden Untersuchungen ist es durch geeignete Maßnahmen am Heck und im Unterflurbereich eines Sattelzuges eine Widerstandsreduktion zu erzielen. Dabei soll eine optimale Kombination der beiden passiven Maßnahmen gefunden werden. Die strömungsmechanischen Vorgänge, die dabei wirksam werden, sollen verstanden werden.

Lösungsweg:

Durch geometrische Modifikationen an der Basis und im Unterflurbereich eines generischen Sattelzuges soll das Nachlaufgebiet so beeinflusst werden, dass der Druck an der Basis erhöht wird und damit der Widerstand sinkt. Die Modifikationen sind bekannt als „base flaps“ (Heckverlängerungsflächen, Abbildung 1) bzw. „side skirts“ (Radverkleidungen, Abbildung 2). Cooper [2] zeigte, dass eine Widerstandbeiwertreduktion von Δc_w 0,06 bis 0,08 erreicht werden kann. Storms et al. [3] konnte Werte für Δc_w von bis zu 0,092 erreichen. Für den vorliegenden Beitrag wurden bisher Voruntersuchungen mit einem Modell im Maßstab 1:10 in einem Windkanal mit einem Teststreckenquerschnitt von 2 x 1,40 m² durchgeführt. Es wurden verschiedene base-flap-winkel untersucht: 14°, 16° und 20°.

Ergebnis:

Es wurden Kraftmessungen mit der 6-Komponenten-Waage bei verschiedenen Reynoldszahlen und Schiebewinkeln durchgeführt. Die base flaps mit den Winkeln 16° und 20° zeigen eine deutliche Reduktion des Widerstandbeiwertes (Abbildung 3) über alle betrachteten Reynoldszahlen. Dagegen liefert die 14°-Variante eine Erhöhung bei Reynoldszahlen über $2,8 \cdot 10^5$ ($Re = H \cdot u / \nu$, $H = 0,4$ m). Die side skirts führen ebenfalls zu einer Erhöhung des Widerstandbeiwertes bei reiner Axialanströmung. Mit zunehmenden Schiebewinkel wirken diese jedoch widerstandsreduzierend. Messungen der statischen Druckbeiwerte bei Schiebewinkeln von $\alpha = 0^\circ$ an der Basis mittels

Druckbohrungen zeigen für side skirts keinen großen Einfluss, wogegen die Kraftmessungen zeigten, dass side skirts eine geringfügige Erhöhung des Widerstandes bewirken. D.h. die Wirkung ist überwiegend im Unterbodenbereich zu vermuten. Der Einfluss der base flaps mit 20° macht sich durch eine deutliche Erhöhung des Druckes an der Basis bemerkbar. Sichtbarmachungen zeigten eine Verkleinerung des Nachlaufgebietes mit base flaps 20° ($Re=2 \cdot 10^4$).

LDA-Messungen der vertikale und horizontalen Profile der mittleren axialen Geschwindigkeitskomponente, gemessen in einem Abstand von $1,5 H$, zeigen eine deutliche Verkleinerung des Nachlaufgebietes bei der Anwendung von base flaps 20° ($Re=5 \cdot 10^5$).

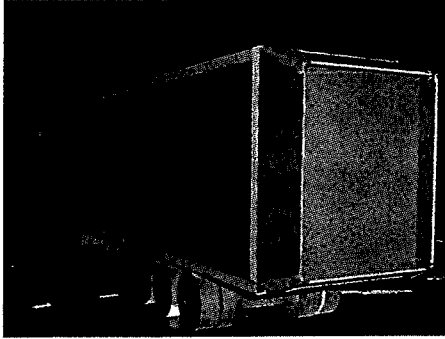


Abbildung 1: base flaps an der Basis des generischen LKW-Modells

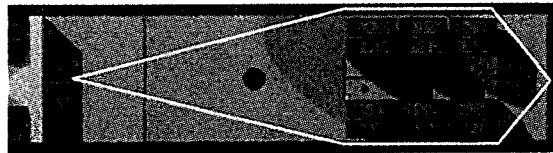


Abbildung 2: side skirt

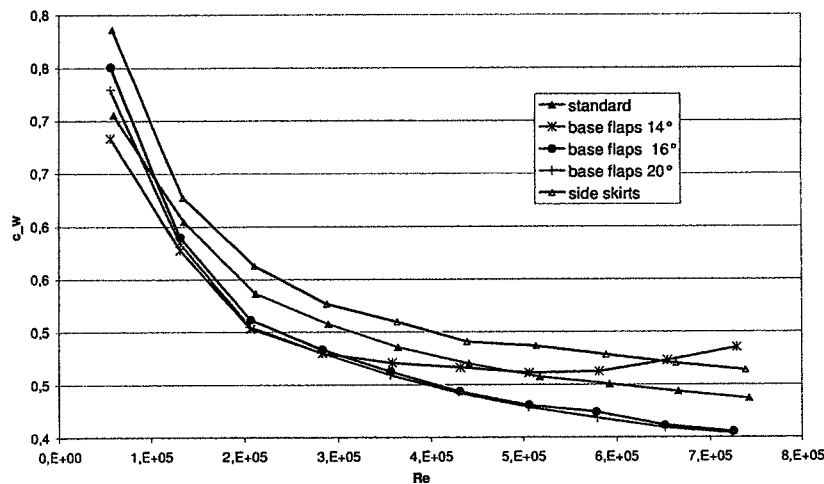


Abbildung 3: Widerstandsbeiwert für die verschiedenen Maßnahmen als Funktion der Reynoldszahl

Literatur:

- [1] World Business Council for Sustainable Development, Mobilität 2030: "Die Herausforderung der Nachhaltigkeit meistern, Overview 2004"
- [2] K. R. Cooper: The effect of front-edge rounding and rear-edge shaping on the aerodynamic drag of bluff vehicles in ground proximity. SAE paper No. 850288 (1985)
- [3] Bruce L. Storms, Dale R. Satran, James T. Heineck, Stephen M. Walker, "A Study of Reynolds Number Effects and Drag-Reduction Concepts on a Generic Tractor-Trailer", 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA-2004-2251

weiteres Vorgehen:

Die bisherigen Voruntersuchungen werden durch weitere Untersuchungen mit anderen Varianten und Kombinationen, insbesondere im Unterflurbereich ergänzt. Das Geschwindigkeitsfeld im Nachlaufgebiet wird umfassend vermessen, um ein besseres Verständnis für die Wirkungsmechanismen der Maßnahmen zu gewinnen

Datum: 14.07.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: J. Pêgo¹, H. Lienhart², F. Durst², K. Tigges³

Institution: ¹ Faculty of Engineering,
University of Porto, Portugal
Rua Dr. Roberto Frias s/n
4200-465 Porto PORTUGAL

Telefon: + 351 225 081 900
Telefax: + 351 225 081 955

² LSTM-Erlangen, Technische Fakultät
Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg, Germany
Cauerstrasse, 4
91058 Erlangen

Telefon: + 49 9131 29501
Telefax: + 49 9131 29503

³ SIEMENS AG

E-mail: jppego@fe.up.pt, lienhart@lstm.uni-erlangen.de,
durst@lstm.uni-erlangen.de

Thema: Forces and Velocity Measurements in Ship Propulsion Systems

Ausgangssituation:

Pod drives are modern outboard ship propulsion systems with a motor encapsulated in a watertight pod. The motor's shaft is connected directly to one or two propellers. The whole unit hangs from the stern of the ship and rotates azimuthally, thus providing thrust and steering without the need of a rudder. In the past decade pod drive propulsion developed to be a reliable and serious alternative to conventional diesel-direct and diesel-electric ship propulsion specially for cruiser liners (Friesch, 2001). Pod drives have excellent noise and vibration behaviour and improve the manoeuvrability of the vessel but have drawbacks from the point of view of hydrodynamical efficiency. The overall efficiency of the system is determinant for the economical exploration of the vessel where it is installed and for these reason it is necessary to improve the efficiency of the propulsor recurring to non-conventional solutions.

Ziel:

The here presented work aimed to characterize the hydrodynamic behaviour of tandem propellers pod drives. Pod drive models with co- and contra-rotating propellers were studied. The influence of the pod's geometry on the system efficiency has been determined experimentally. The flow in the wake of two pod drive models have been surveyed using the LDA technique to help understand the different behaviour of co- and contra-rotating propellers.

Lösungsweg:

Force/momentum and phase-resolved LDA measurements were performed for inline co-rotating and contra-rotating propellers pod drive models. The measurements permitted to characterize these ship propulsion systems in terms of their hydrodynamic characteristics.

These measurements lead to the efficiency optimization of the ship propulsion system. The most efficient co- and contra-rotating propellers were used for a detailed study of the swirling wake flow by means of laser Doppler anemometry.

Ergebnis:

The torque delivered to the propellers and the thrust of the system were measured for different operation conditions of the propellers, from which the characteristic curves of 24 pod drive models have been derived. The parameters under study revealed the influence of distance between propeller planes, propellers' frequency of rotation ratio and type of propellers (co- or contra-rotating) for the overall efficiency of the system.

Figure 1 shows the mean tangential velocity radial profiles in the wake of co-rotating and contra-rotating propellers pod drive models. The different lines represent different angular positions in the blade-fixed frame of reference. In agreement with the results of the force/momentum measurements and with hypotheses put forward in the literature (see e.g. Breslin and Andersen (1996)), the co-rotating propellers model showed a much stronger swirl in the wake of the propulsor. The high swirl intensity associated with co-rotation means that much more energy is lost to the fluid in this case, thus explaining why efficiency improves with contra-rotation.

In addition, the second-order moments of turbulent velocity fluctuations were computed. The anisotropy of turbulence was analyzed using the anisotropy tensor introduced by Lumley and Newman (1977).

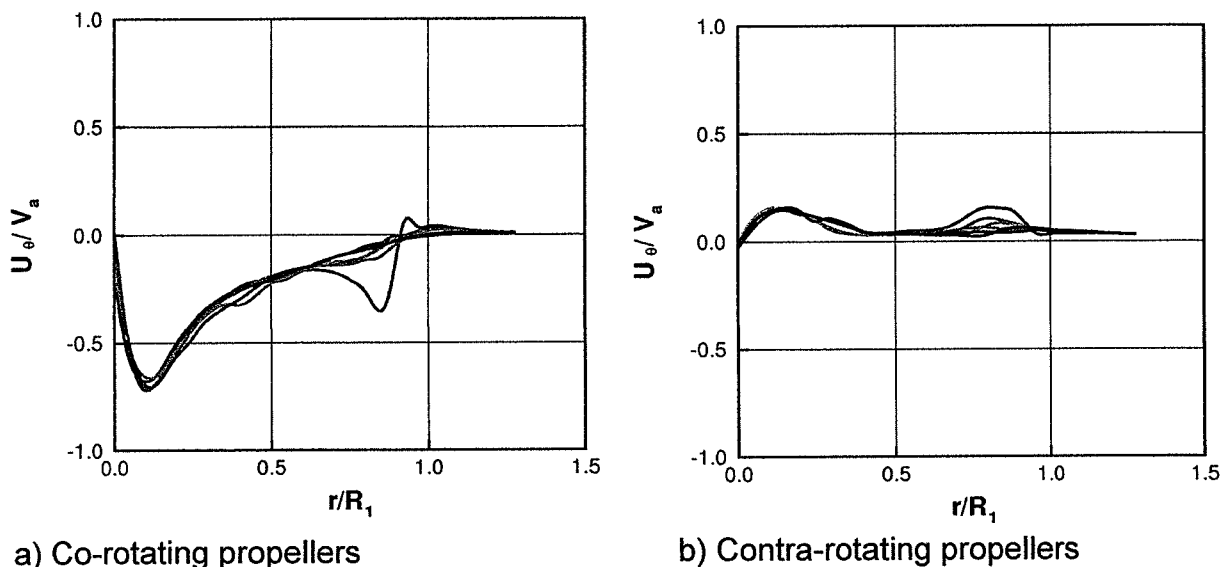


Figure 1: Mean tangential velocity field in the wake of co- and contra-rotating propellers pod drive models

Literatur:

Breslin, J., Andersen, P. (1996) *Hydrodynamics of ship propellers*, Cambridge, Cambridge University Press.

Friess, J., *Investigations of podded drives in a large cavitation tunnel*, 8. Int. Symposium on Practical Design of Ships and Other Floating Structures (PRADS 2001) Shanghai, China, Sept. 2001

Lumley, J. L., Newman, G. R. (1977) The return to isotropy of homogeneous turbulence. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 82, pp 161-178

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: S. Šarić¹, M.Sc., Priv.-Doz. Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić¹,
D. Čavar², M.Sc., Prof. Dr. C. Tropea¹

Institution: ¹Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt, Germany
Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754
²Fluid Mechanics Section, Dept. of Mech. Engineering,
Technical University of Denmark, Lyngby
Nils Koppels Alee 403 **Telefon:** 0045 45254338
2800 Kgs. Lyngby **Telefax:** 0045 45930663

E-mail : saric@sla.tu-darmstadt.de; s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de;
ctropea@sla.tu-darmstadt.de; dc@mek.dtu.dk

Thema: Computational study of mean flow and turbulence structure in inflow system of a swirl combustor

Ausgangssituation:

Flow structure in the annular section of inlet system of the swirl combustor with respect to the Reynolds number and swirl intensity influence was recently investigated experimentally by Palm et al. [1]. Complementary to the experimental investigations, a computational study of the swirling flow in the concentric annulus was conducted. As the experimental flow conditions indicate departure from a fully developed annular flow, a due attention has to be payed when generating inflow boundary conditions for the swirling flow in the combustor flue.

Ziel:

Swirling flow in the annular region of inlet section of the model combustor is studied by means of Large Eddy Simulation – LES aiming at generation of reliable inflow data for LES of the swirling flow in the combustor flue.

Lösungsweg:

1) Swirling flow in a concentric annulus

Swirling flow in a concentric annulus pertinent to the inlet section of a swirl combustor was computed in the framework of generation of the swirling inflow for LES of the flow in the combustor flue. Boundary conditions correspond to the experiment of Palm et al. [1] ($Re=25000$ based on U_m and $R_o - R_i$). These computations assumed fully developed flow conditions (Fig.1-a), whereby the (equilibrium) swirling motion was created by introducing a fictitious pressure gradient into the momentum equation governing the circumferential velocity. The magnitude of the pressure gradient (with constant value over the cross-section) was iteratively adjusted until the computed U and W velocity fields satisfied the prescribed swirl intensity S . This method was successfully applied by Pierce and Moin [2] for generating the swirling inflow for the LES of model combustor. The solution domain with the length of $L_x = 2.67\pi (R_o - R_i)$ was meshed by Cartesian grid with $N_x \times N_r \times N_\theta = 64 \times 49 \times 128$ cells. The maximum value of the CFL number was 0.85. The subgrid scales were modelled with the dynamic Smagorinsky model. Here, as well as for the next configuration, an in-house computer code based on the finite-volume method (a second-order central differencing scheme for spatial discretization and the second-order Crank-Nicolson method for time discretization were applied) was used for the LES. In addition, RANS computations using the near-wall Second-Moment Closure of Hanjalic and Jakirlic [3] were also performed.

2) Flow in a simplified swirl generator system

The experimental swirl generator system (Fig. 1-b) was simplified avoiding complex geometry of the swirler inlet section (Fig. 1-c). The solution domain extended to the location corresponding to the inlet of the combustor flue. Preserving the same resolution used for the aforementioned concentric annulus, the grid consisted of $N_x \times N_r \times N_\theta = 106 \times 49 \times 128$ cells. The experimental mass flow rate was imposed at the inlet whereas the tangential velocity component was adjusted in time until the desired swirl intensity was obtained.

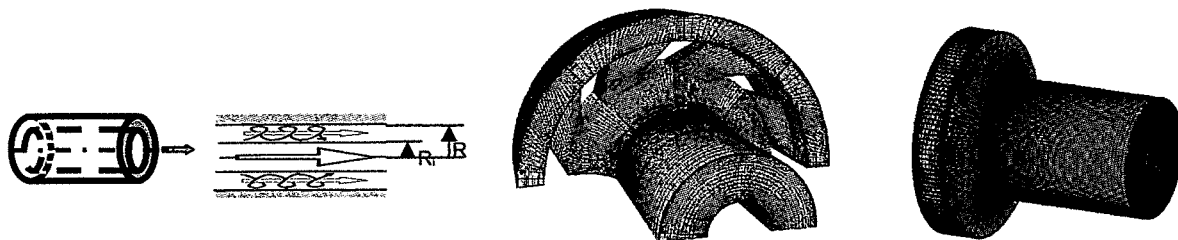


Figure 1: a) Swirling flow in a concentric annulus, b) Numerical grid of the swirl generator system including the concentric annular section (only half of it shown, Grundmann [4]), c) A simplified swirl generator employed in the present LES computations.

Ergebnis:

The computationally (RANS and LES) obtained swirling part of the flow in the concentric annulus (circumferential velocity and two additional shear stresses, Fig. 2-a) agrees well with the experimental results. However, the predicted axial velocity component exhibits the opposite gradient compared to the reference data due to the assumed fully developed conditions. If an appropriately defined body force is added into the U -component momentum equation (Pierce and Moin [2]), the target U -velocity profile along with an improvement of the uv -stress predictions can be obtained as demonstrated in Figs. 2-b,c. Evidently, compared to the previous computations (denoted by "annulus with forcing"), the present LES of a simplified swirl generator exhibit almost an excellent agreement with the experimental data as documented in Fig. 3. showing the selected results for the experimentally investigated swirl intensities ($S=0, 0.56$ and 1.0).

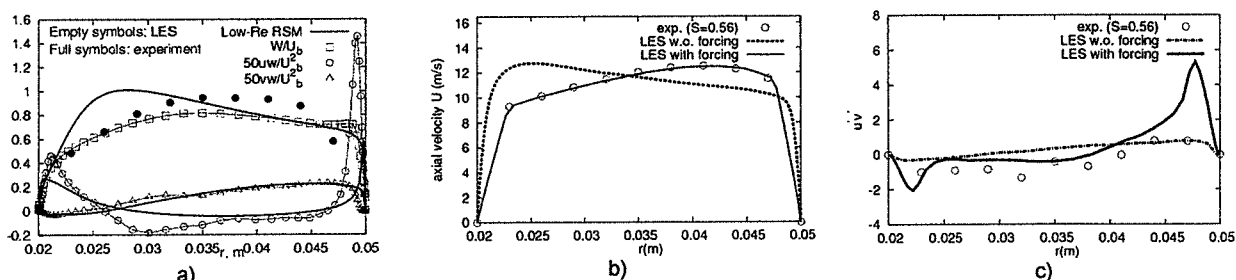


Figure 2: LES of the swirling flow in a concentric annulus: a) circumferential velocity and associated shear stress components, b) mean axial velocity and c) mean shear stress - $u'v'$.

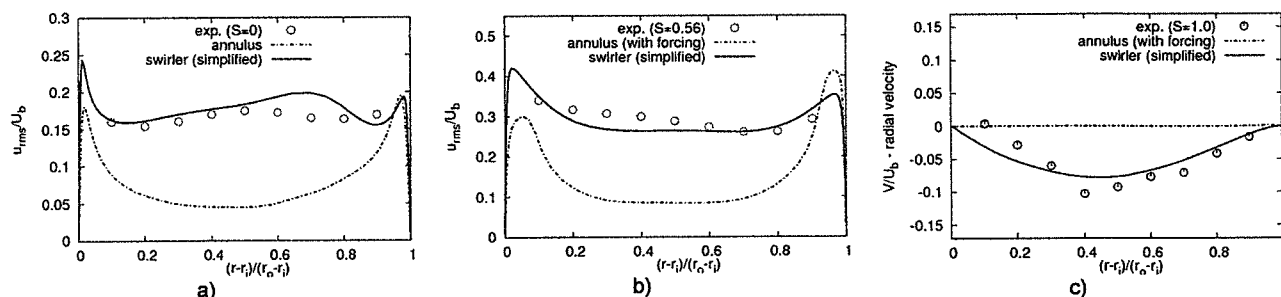


Figure 3: LES of the swirling flow in a simplified swirler: a) streamwise turbulence intensity ($S=0$), b) streamwise turbulence intensity ($S=0.56$), radial velocity ($S=1.0$).

Weiteres Vorgehen:

LES of the swirling flow in the combustor flue is in progress. The complete configuration including the swirl generator and combustor flue will be computed as well. The three cases with swirl intensities $S=0, 0.56$ and 1.0 are considered. First results on the grid containing around 4.5×10^6 cells indicate that a proper turbulence level at the combustor inlet is crucial for capturing the mean flow and turbulence in the combustor flue.

References:

- [1] Palm, R., Grundmann, S., Šarić, S., Jakirlić, and Tropea, C. (2005): Experimental characterization and modelling of inow conditions for a gas turbine swirl combustor. 6th Int. Symp. on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Sardinia, Italy, Mai 23-25.
- [2] Pierce, C.D. and Moin, P. (1998): Method for Generating Equilibrium Swirling Inow Conditions. AIAA Journal, 36(7), pp. 1325-1327
- [3] Hanjalić, K., and Jakirlić, S. (1998): Contribution towards the second-moment closure modelling of separating turbulent flows. Computers and Fluids, 27, pp. 137-156
- [4] Grundmann, S. (2003): Numerische Untersuchung drahlbehalteter Strömungen in einem realitätsnahen Drahlbrennermodell. Diploma thesis, Darmstadt University of Technology (presented at the DGLR Kongress, 2004).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: S. Šarić¹, M.Sc., B. Kniesner¹, Dipl.-Ing.,
D. Čavar², M.Sc., Priv.-Doz. Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić¹

Institution: ¹Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt, Germany
Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754
²Fluid Mechanics Section, Dept. of Mech. Engineering,
Technical University of Denmark, Lyngby
Nils Koppels Alee 403 **Telefon:** 0045 45254338
2800 Kgs. Lyngby **Telefax:** 0045 45930663

E-mail : saric@sla.tu-darmstadt.de; b.kniesner@sla.tu-darmstadt.de;
dc@mek.dtu.dk; s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de

Thema: LES and Hybrid LES/RANS of the flow over a symmetric 3-D hill

Ausgangssituation:

As computer power increases exponentially, the LES (Large Eddy Simulation) method becomes increasingly the tool of choice for numerical flow simulations. However, the price one has to pay compared to the conventional RANS methods is a multiply increased effort, whose intensity is mainly determined by the need of resolving near-wall region. At this point, the hybrid RANS/LES method comes into play. Its aim is to combine the advantages of both modelling methods in order to provide a simulation strategy that is capable of capturing unsteadiness of a flow at lower costs. Following this basic idea, there were several attempts of merging LES and RANS [1], all of them facing the same (main) problem in the transitional region between LES and RANS, often called "a buffer layer". There, the modelled turbulence, which is represented by the turbulent viscosity, is not in due proportion to the resolved turbulence which leads to an unphysical bump in the mean velocity profile. This becomes especially visible in computations of channel flows, which are in its entirety affected by the surrounding walls (flow in the wall boundary layer), whereas in more complex flows this problem becomes less noticeable. The 3D Hill flow is a well known test case for studying the performance of turbulence models, especially their capability to capture three-dimensional effects.

Ziel:

The aim of the present work is to evaluate capability of the developed hybrid LES/RANS model to capture the characteristics of the separated flow over a 3D-hill employing a relatively coarse resolution.

Lösungsweg:

The low-Reynolds number $k-\epsilon$ model due to Chien (1982) is hybridized with the standard Smagorinsky subgrid-scale (SGS) model. The model coupling is realized via the turbulent viscosity, representing an approach which enables the solution obtained using a single system of the N-S equations.

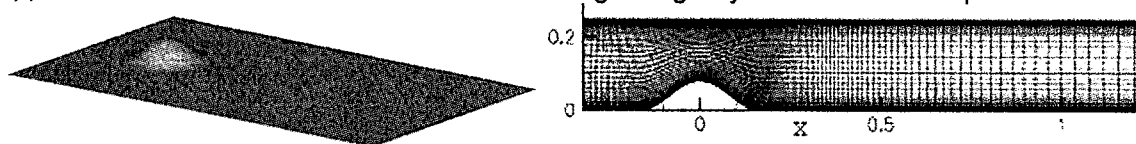


Figure 1: Geometry and grid in the symmetry plane of the 3D-hill

The flow geometry with the grid slice in the symmetry plane is depicted in Fig. 1. The solution domain extends $19.8H \times 3.2H \times 11.7H$ in the streamwise, wall-normal and spanwise directions, respectively where H denotes the height of the hill whose shape is described by the Bessel functions [3]. The grid which was provided by Davidson [2] contains $160 \times 80 \times 128$ (≈ 1.6 M.) grid points, which is a relatively coarse with respect to the flow Reynolds number $Re = 1.3 \times 10^5$ based on the free stream inlet velocity and hill height. Experimental data base for this test case is provided by Simpson et al. [3]. In order to match the experimental inlet conditions, a developing boundary layer ($U_{ref} = 27.5$ m/s, $Re_\delta = 7300$) has been imposed at the inlet. The instantaneous inflow profiles were produced by a separate Second Moment Closure computation in combination with the inflow generator due to Klein [4]. In accordance with Davidson [2] the bottom and top walls are assigned no-slip, the side walls slip boundary condition. As a standard for unsteady methods the convective outlet is prescribed at the outflow plane.

All computations were performed with an in-house computer code based on a finite volume numerical method for solving both 3-D filtered and RANS equations on block-structured, body-fitted, non-orthogonal

meshes. A cell centered (collocated) variable arrangement and Cartesian vector and tensor components are used. The well-known SIMPLE algorithm is applied for coupling the velocity and pressure fields. The convective transport of all variables is discretized by a second-order central differencing scheme (CDS), whose stability was enhanced through the so-called deferred correction approach (the fraction of the CDS scheme in this flux blending method was 100% for all equations except for the k and ε - equation in the RANS domain). Time discretization was accomplished by applying the 2nd order (implicit) Crank-Nicolson method.

Ergebnis:

Predictions of the mean velocity components and pressure coefficient obtained by the LES and hybrid model on the same grid are shown in Fig. 2. The profiles were extracted in the plane at $x/H=3.63$ for positions $-z/H=0, 0.32, 0.65, 0.98$. Evidently, in the near-wall region the hybrid method outperforms the conventional LES employing the same grid, as far as the streamwise velocity is concerned. Comparable predictions are observed with regard to the mean pressure coefficient.

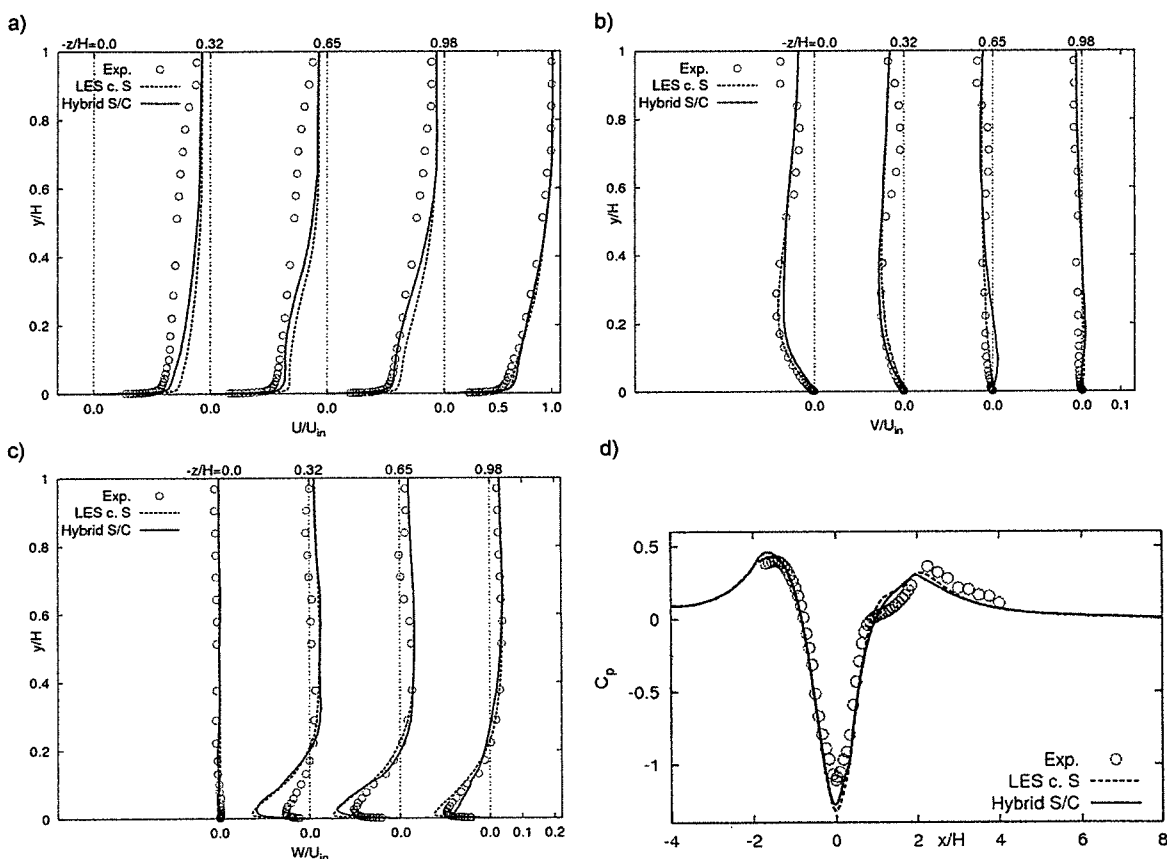


Figure 2: Predictions of the mean velocities (a,b,c) and C_p (d) obtained by the hybrid LES/RANS and LES on the same (coarse) grid.

Weiteres Vorgehen:

LES of the same flow configuration employing around 31×10^6 grid cells is in progress. Despite substantially finer grid resolution, preliminary results indicate a high sensitivity of the flow to the inflow boundary conditions and SGS modelling.

References:

- [1] Hanjalic, K. (2005): Will RANS survive LES? A view of Perspectives, *Journal of Fluids Engineering*, 127(5), pp. 831-839
- [2] Davidson, L. and Dahlström, S. (2005): Hybrid LES/RANS: computation of the flow around a three-dimensional hill. 6th Int. Symp. on Eng. Turbulence Modelling and Measurements, Sardinia, Italy, Mai 23-25, No. 1, pp. 5-21
- [3] Simpson, R. L., Long, C., and Byun, G. (2002): Study of vertical separation from an axisymmetric hill. *Int. J. Heat and Fluid Flow* 23, pp. 582-591
- [4] Klein, M., Sadiki, A., and Janicka, J. (2003): A digital filter based generation of inflow data for spatially developing direct numerical or large-eddy simulations. *J. Comp. Physics*, Vol. 186, pp. 652-665

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Michael Thimm

Institution: Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt

Adresse:

Telefon: +49 551 709-2406

Telefax:

e-mail: michael.thimm@dlr.de

weitere Partner:

Claus Wagner (DLR)

Jens Nies (Modine Europe GmbH)

Fengjun Yang (Modine Europe GmbH)

Thema: Untersuchung der Verbesserung des Wärmetransfers und des Druckabfalls durch Turbulenzerzeuger in einem geraden ebenen Kanal

Ausgangssituation: Kompakte Wasser/Luft-Wärmetauscher werden vor allem auch zur Motorkühlung in schweren Nutzfahrzeugen eingesetzt. Bei ihrer Konstruktion werden zur Verbesserung des Wärmeübergangs wasserseitig in kleinskaligen geraden ebenen Kanälen auf die Oberflächen Finnen aufgebracht um die Lauflänge bei gleichem Druckabfall reduzieren zu können. Die Kanäle werden bei unterschiedlichen Reynoldszahlen betrieben. Von besonderem Interesse ist jedoch der Übergang von laminarer zur turbulenter Kanalströmung, weil er der Fahrsituation einer Bergfahrt entspricht, in der ein hoher Kühlbedarf verbunden mit einer kleinen Pumpenleistung auftritt. Die Verbesserung des Wärmeübergangs wird dabei zunächst durch die Vergrößerung der Oberfläche erzielt. Darüber hinaus verbessern solche Finnen die Durchmischung des Fluids in der Kernströmung mit wandnahen Schichten. Allerdings führt dies auch zu einer Vergrößerung des Druckabfalls bei gleicher Lauflänge, so dass eine grössere Pumpenleistung erforderlich ist .

Ziel: Sowohl der Druckabfall als auch der Wärmeübergang hängen auch von der Geometrie der Finnen und den dadurch erzeugten Strömungsstrukturen ab. Ziel ist es die durch unterschiedliche Finnengeometrien erzeugten Strömungsstrukturen zu identifizieren und sie hinsichtlich ihrer Auswirkung auf die Zielparameter Wärmeübergang und Druckabfall einzuordnen. Insbesondere sollen die Position, das Auftreten und auch das Fehlen von typischen Strukturen im Strömungsfeld und ihre Auswirkung auf diese Zielparameter untersucht werden.

Lösungsweg: In geraden ebenen Kanälen, die auf einer Kanalwand mit einer Finne ausgestattet sind, wird die Strömung durch einem inkompressiblen Strömungslöser mit zwei Gleichungen low Reynolds Number Turbulenzmodell simuliert. Als Zuströmung werden die vollentwickelte Kanalströmung und ein Kastenprofil für die Temperatur angenommen.

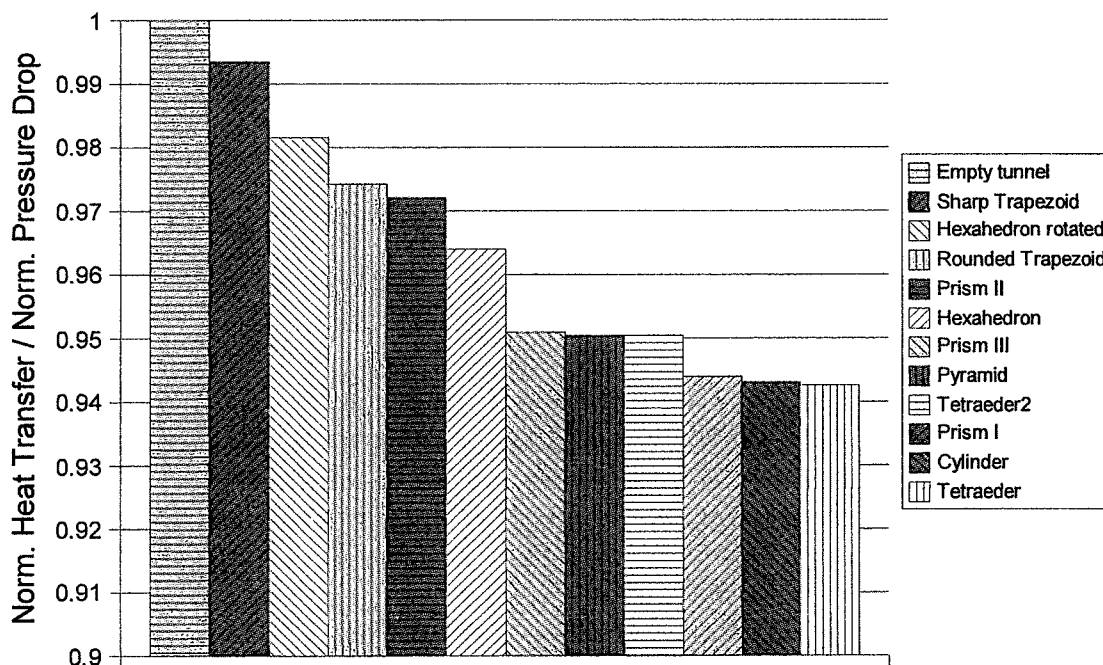
Die dazu verwendeten Finnengeometrien zeichnen sich durch gleiche Höhe ($1/3$ der Kanalhöhe) und durch gleiche Schattenrissfläche ($1/40$ des Kanalquerschnittes) aus. Genauer werden die elf folgenden Geometrien untersucht:

1. Ein gerades Prisma dessen Grundfläche ein gleichseitiges Dreieck ist und bei dem
 - a) die parallelen Kanten orthogonal zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet sind
 - b) die parallelen Kanten mit einem Schiebewinkel von 30° zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet sind
 - c) die Grundfläche mit der Kanalwand zusammenfällt und eine Spitze der Grundfläche in Richtung des Einlasses zeigt.

2. Ein gleichseitiges Tetraeder, bei dem eine Ecke der Grundfläche
 - a) in Richtung des Einlasses zeigt
 - b) in Richtung des Auslasses zeigt
3. Ein Quader, bei dem eine Seite
 - a) orthogonal zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet ist
 - b) mit einem Schiefewinkel von 30° zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet ist
4. Eine gerade Pyramide mit quadratischer Grundfläche, bei der zwei Kanten der Grundfläche orthogonal zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet sind.
5. Ein gerader Pyramidenstumpf mit quadratischer Grund- und Deckfläche, bei dem zwei Kanten der Grundfläche orthogonal zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet sind und bei der
 - a) die Kanten abgerundet sind
 - b) die Kanten scharf sind
6. Ein gerader Kreiszylinder, dessen Grundfläche mit der Kanalwand zusammenfällt

Dabei soll zunächst der Gesamtwärmeübergang und der Druckabfall bezogen auf die Werte im Kanal ohne Finnen ausgewertet werden um dann in zur Hauptströmungsrichtung orthogonalen Schnitten den jeweiligen Wärmeübergang und Druckabfall als Funktion der Lauflänge zu bestimmen. Hiermit lassen sich dann die Positionen von Strukturen im Strömungsfeld zu ihrer Auswirkung auf die Zielparameter in Beziehung setzen.

Ergebnis: Für alle Geometrien wurde das Strömungs- und Temperaturfeld simuliert. Es zeigt sich, dass die in der Umgebung der Finne auftretenden sog. Hufeisenwirbel erheblichen Einfluss auf den Wärmeübergang haben. Vor allem der sich vor der Finne ausbildende Wirbel mit wandparalleler Achse erhöht den Wärmeübergang. Trotzdem ist das Verhältnis von Wärmeübergang zu Druckabfall für alle Geometrien schlechter als beim geraden ebenen Kanal.



Verhältnis aus mit Werten der Kanalströmung normiertem Wärmeübergang und ebenso normiertem Druckabfall für die untersuchten Geometrien

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Babucke, Dr. M. J. Kloker, Prof. Dr. U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** (0711) 685-69943
70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685-63438
 e-mail: babucke@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Dr. C. Airiau
Institut de Mecanique des Fluides de Toulouse, Frankreich

Thema: Numerische Untersuchung zur Lärmenstehung am Düsenende
von Strahltriebwerken

Ausgangssituation:

Der Hauptanteil des Flugzeuglärms, vor allem während des Starts, wird durch die Triebwerke verursacht. Bisherige direkte numerische Simulationen (DNS) von Jet-Lärm konzentrierten sich auf Simulationen von freien Scherschichten [2, 1] oder auf Jets mit kleinen Reynoldszahlen [3]. Hierbei wird ein tanh-Profil oder die Grenzschichtlösung einer freien Scherschicht am Einströmrand vorgegeben. Dies beinhaltet jedoch nicht das Düsenende, wo die beiden Grenzschichten einen Nachlauf erzeugen bevor sich eine freie Scherschicht ausbildet. Aufgrund der dortigen Wendepunkte und der damit verbundenen Anfanchungsraten von Störungen ist dieser Bereich von besonderem Interesse für aeroakustische Untersuchungen. Durch das Einbeziehen des Düsenendes können nun auch Aktuatoren für eine spätere Strömungs- und Lärmkontrolle sinnvoll modelliert werden ohne dabei auf Volumenkräfte zurückgreifen zu müssen.

Zweidimensionale aeroakustische Simulationen des Nachlaufs an einer dünnen ebenen Platte wurden bereits von Sandberg et al. [4] durchgeführt. Im Gegensatz dazu verwenden wir zwei unterschiedliche Geschwindigkeiten um den Randbereich eines Jets darzustellen. Die Machzahlen sind hierbei $Ma_1 = 0.8$ oberhalb bzw. $Ma_2 = 0.2$ unterhalb der Platte.

Ziel:

Die direkte Berechnung von Strömung und Schall soll ein besseres Verständnis für die Mechanismen der Schallentstehung in Jets liefern. Indem das Düsenende miteinbezogen wird, ergibt sich eine realistischere Konfiguration mit der Möglichkeit, Aktuatoren zur Lärmreduzierung zu entwickeln.

Lösungsweg:

Der erste Lösungsschritt ist die Bestimmung der Anfangsbedingungen. Die beiden Grenzschichten ober- und unterhalb der Platte erhält man aus den Ähnlichkeitslösungen der Grenzschichttheorie, die auf das Gitter interpoliert werden. Nach dem Plattenende werden die Grenzschichtgleichungen stromab integriert.

STAB

Diese sind zwar direkt hinter dem Plattenende nur eingeschränkt gültig, allerdings zeigt ein Vergleich mit der DNS eine für eine Anfangsbedingung ausreichende Übereinstimmung. Die Lösung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen erfolgt durch unseren DNS-Code NS3D, der für aeroakustische Rechnungen bereits erfolgreich angewandt wurde [1]. Die im Verfahren enthaltene Gebietszerlegung erlaubt eine einfache Implementierung der Wand zwischen oberem und unterem Strom. Da der abgestrahlte Schall um Größenordnungen kleiner als die strömungsmechanischen Schwankungen ist, ist auf eine sorgfältige Wahl der Randbedingungen zu achten.

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt ein Momentanbild der spannweiten Wirbelstärke bei einer ersten Rechnung ohne Störungseinleitung. Die hohen Anfachungsraten führen zu einem Anwachsen von Hintergrundstörungen, was zum Aufrollen und anschließendem Verschmelzen von Wirbeln in der Scherschicht führt. Direkt hinter dem Plattenende und im Fernfeld ergibt sich jedoch eine auskonvergierte Lösung. Diese dient zur Untersuchung mittels linearer Stabilitätstheorie und für nichtreflektierende Randbedingungen in den folgenden Rechnungen.

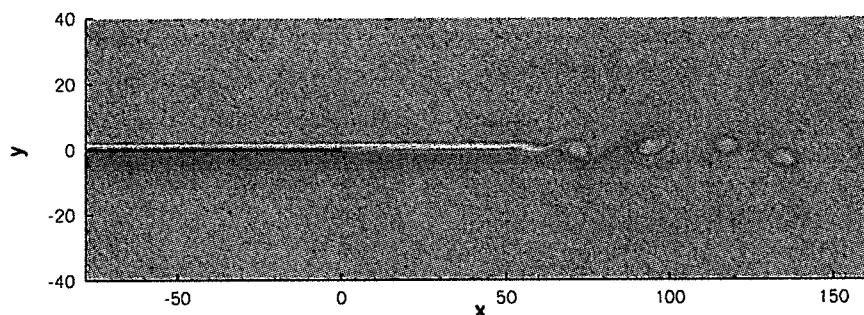


Abbildung 1: Momentanbild der spannweiten Wirbelstärke mit dem Düsenende bei $x = 0$.

Literatur:

- [1] A. Babucke, M. J. Kloker, and U. Rist. DNS of a plane mixing layer for the investigation of sound generation mechanisms. *To appear in Computers and Fluids*, 2006.
- [2] T. Colonius, S. K. Lele, and P. Moin. Sound generation in a mixing layer. *J. Fluid Mech.*, 330:375–409, 1997.
- [3] J. B. Freund. Noise sources in a low-Reynolds-number turbulent jet at Mach 0.9. *J. Fluid Mech.*, 438:277–305, 2001.
- [4] R. D. Sandberg, N. D. Sandham, and P. F. Joseph. DNS of trailing-edge noise generated by boundary-layer instabilities. *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2006-2514, 2006.

weiteres Vorgehen:

Aufbauend auf den Untersuchungen am Düsenende sollen unterschiedliche Aktuatoren an der Wand, wie z.B. Ausblasen, modelliert werden, um deren Einfluss auf den abgestrahlten Schall zu untersuchen. Die Erkenntnisse der Simulationen sollen Aussagen darüber ermöglichen, wie der Lärm von Jets mit realisierbaren Methoden reduziert werden kann.

Datum: 14. Juli 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: S. Becker, I. Ali, C. Hahn, M. Escobar, M. Kaltenbacher

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauverstr. 4; 91058 Erlangen

Telefon:

Telefax:

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchungen der Schallentstehung bei der Überströmung einer vorwärtsspringenden Stufe

Einleitung

Eine besondere Bedeutung in der Aeroakustik hat die geeignete Definierung und Wahl von Prinzipexperimenten, an denen grundsätzliche Untersuchungen zu den physikalischen Mechanismen der Schallentstehung und Schallabstrahlung durchgeführt werden. Dabei werden vereinfachte Geometrien gewählt, deren Grundlagenbetrachtungen eine hohe Allgemeingültigkeit der Erkenntnisse besitzen und eine gute Übertragbarkeit auf ähnliche industrielle Anwendungen garantieren. Sie dienen sowohl der Anwendung und Weiterentwicklung der angewandten experimentellen Methoden, aber auch bilden die Ergebnisse die entscheidende Basis für die Validierung und Modifizierung der numerischen Simulationen. Damit können neue Modellierungsansätze erschlossen werden und analytische Ansätze verbessert werden.

In den vorliegenden Untersuchungen wurde die vorwärtsspringende Stufe als Grundlagenexperiment gewählt. Die Schallabstrahlung besitzt einen sehr breitbandigen Charakter und hat eine hohe Allgemeingültigkeit im Bereich der Luft- und Fahrzeugindustrie.

Experimentelle Methoden

Den Schwerpunkt der experimentellen Untersuchungen bilden Lokalisierungsmethoden zum Verständnis und zur Reduktion strömungsinduzierter Lärmquellen. Es wird zwischen direkten und indirekten Methoden [1] unterschieden. Zu den direkten Verfahren gehört das von der Forschergruppe selbst entwickelte und gebaute Mikrofonarray. Hinsichtlich der indirekten Verfahren wurden von den Autoren verschiedene Korrelationsverfahren angewandt und weiterentwickelt.

Die Messungen erfolgten in einem aeroakustischen Windkanal, welcher in einen reflexionsarmen Raum (untere Grenzfrequenz 300 Hz) integriert ist. Es können Windgeschwindigkeiten bis zu 50 m/s bei einem niedrigem Turbulenzgrad ($< 0.2\%$) und homogener Geschwindigkeitsverteilung in der offenen Messstrecke erzeugt werden.

Numerische Simulationen

Für die Berechnungen wird ein hybrides Verfahren gewählt, das erlaubt unterschiedliche Berechnungsgitter (jeweils für die einzelne partielle Differentialgleichung optimal angepasstes Gitter) für die Strömungs- und die Akustiksimulation zu benutzen. Für die akustische Schallberechnung wird die Lighthill-Gleichung mit Hilfe einer Finiten-Elemente-Formulierung gelöst. Die Abb. 1 zeigt das Berechnungsschema.

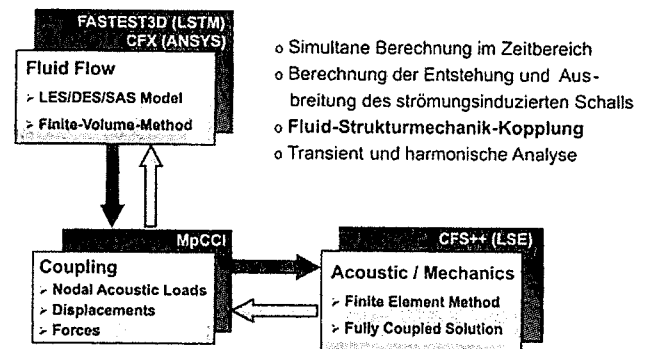


Abbildung 1: Berechnungsschema der aeroakustischen Simulationen

Für die aeroakustische Berechnung wurden das am LSTM entwickelte Programm FASTEST-3D bzw. die kommerzielle Software CFX von ANSYS für die Strömungssimulation sowie das am LSE entwickelte Programm CFS++ für die Akustiksimulation entsprechend erweitert. Dabei wird der Term auf der rechten Seite der inhomogenen Wellengleichung für jeden Zeitschritt bereits auf der Strömungsseite berechnet und die sich ergebenden skalaren Werte mit Hilfe von MpCCI auf das Gitter des Akustikcodes übertragen.

Ergebnisse

Eine ebene Platte mit aufgesetzter Stufe wird, wie in Abb. 2 zu sehen, bündig an die Düse des Windkanals montiert. Die Stufenhöhe beträgt bei allen Versuchen 12 mm. Eine Messung (Abb. 3) des abgestrahlten Schalls im Fernfeld zeigt deutlich breitbandigen Charakter.

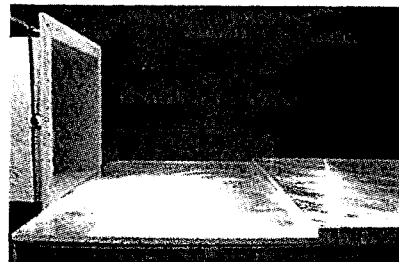


Abbildung 2: Messaufbau zur aeroakustischen Untersuchung der vorwärtsspringenden Stufe

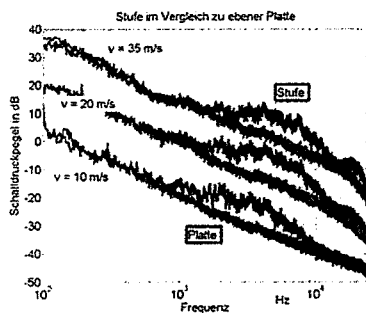


Abbildung 3: Schalldruckspektren der überströmten Stufe

Zur Lokalisierung der Schallquellen erfolgten Messungen mit einem eigenen konzipierten Mikrofonarray und Korrelationsmessungen mit instationären Wanddrucksonden und Fernfeldmikrofonen. Die Abbildung 4 belegt, dass sich die Lärmquellen bei der Umströmung der Stufe direkt um die Stufenkante befinden. Bei den Korrelationsmessungen ergab, dass eine Kohärenz des Signals der Wanddrucksonden sich nur für Sonden vor der Stufe zum Schallsignal existiert.

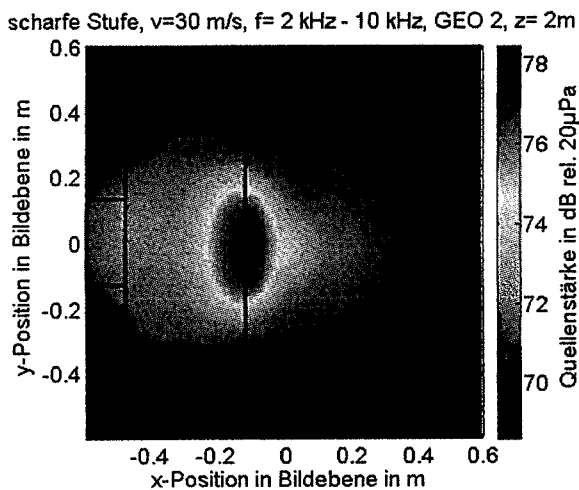


Abbildung 4: Lokalisierung der Schallquellen mittels Mikrofonarray bei scharfkantiger Stufe

Weiterhin erfolgten umfangreiche Simulationen. Getestet wurden unterschiedliche Gitter, Zeitschrittgrößen sowie verschiedene Turbulenzmodelle im Vergleich zu den experimentellen Ergebnissen und den Ergebnissen in der Literatur. Die Abb. 5 zeigt die Isoflächen der Geschwindigkeit. Weiterhin wurden umfangreiche Untersuchungen zum Einfluss der Anisotropie der Turbulenz auf die Schallentstehung durchgeführt. Die Simulationen zeigen, dass die Anisotropie der Turbulenz vor der Stufe einen starken zweidimensionalen Charakter hat, währenddessen die Strömung nach der Strömungsablösung an der Stufenkante sich sehr schnell in die Richtung einer isotropen Turbulenzverteilung entwickelt. Dies bedeutet, dass die Turbulenz vor der Stufe eine ausgeprägte räumliche Korrelation quer zur Strömungsrichtung aufweist, die räumliche Korrelation der Geschwindigkeitsschwankungen

nach der Stufe jedoch schwach ist. Dadurch bilden sich eine Vielzahl von unkorrelierten Einzelschallquellen aus, deren Beitrag im akustischen Fernfeld nicht mehr identifiziert werden kann.



Abbildung 5: Isoflächen der Geschwindigkeit über eine vorwärtsspringende Stufe

Eine Darstellung des berechneten dreidimensionalen akustischen Feldes ist in der Abb. 6 dokumentiert. Die Abstrahlcharakteristik hat einen starken Dipolcharakter.

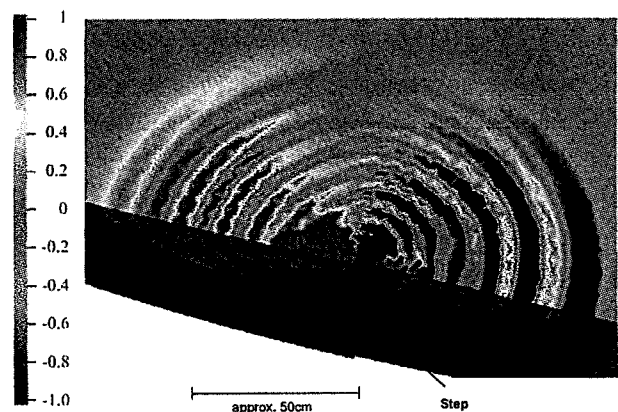


Abbildung 5: Dreidimensionales akustisches Feld

Zusammenfassung

Die Arbeit umfasst detaillierte Untersuchungen zu Strömungsstrukturen um vereinfachte Geometrien. Dabei wurde ein komplementärer Ansatz benutzt aus experimentellen und numerischen Verfahren. Es konnten damit grundlegende Erkenntnisse der Schallentstehung und Schallausbreitung für die tonale Schallentstehung bei der breitbandigen Schallabstrahlung um eine vorwärtsspringende Stufe geklärt werden.

Literatur

[1] Mueller, Thomas J.: Aeroacoustic Measurements, Springer Verlag Berlin Heidelberg New York 2002

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Fritz Boden

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Technische Akustik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531-295-2481
38108 Braunschweig **Telefax:** 0531-295-2894
 e-mail: fritz.boden@dlr.de

weitere Partner: Prof. Dr. Jan Delfs

Thema: Entwicklung einer neuartigen Laserschallquelle für
aeroakustische Untersuchungen

Ausgangssituation: Für viele Anwendungen (z.B.: Versuche zu Abschattungsvorgängen, Vergleich Rechnung und Experiment) erweisen sich die räumliche Ausdehnung und die Richtcharakteristik der meisten in der Akustik verwendeten Schallquellen als Problem. Zum Teil sind sehr große Abstände zur Schallquelle notwendig, um ein ebenes Wellenfeld zu erhalten. Außerdem beeinflusst die Geometrie der Quelle (z.B.: Lautsprechergehäuse) oftmals selbst die Messung, sei es durch schädliche Rückreflexionen oder durch unerwünschtes Beeinflussen der Strömung im Falle aeroakustischer Problemstellungen. Versuche mit Knallkörpern weisen zumeist eine schlechte Reproduzierbarkeit auf und sind deshalb ebenfalls problematisch. Zudem stellen sie ein hohes Gefährdungspotential für Modell und Messpersonal dar. Abschattungsversuche an Flugzeuggeometrien werden bisher mit Lautsprechern im Originalmaßstab und ohne Umströmung durchgeführt. Modelluntersuchungen und Messungen in Strömungen sind problematisch. Für Messungen in Strömung sind verschiedene Schallquellen (z.B.: Piezolautsprecher, umströmter Zylinder, „Rauschquelle nach Dobrzynski“) verfügbar, welche jedoch selbst von den Umströmungsbedingungen abhängig sind. Vorangegangene Untersuchungen an der TU-Braunschweig [1] und verschiedenste Anwendungen in der Werkstoffwissenschaft, der Medizin und der Fertigungstechnik [2] zeigen, dass dies mittels eines fokussierten Laserstrahls prinzipiell möglich ist.

Eine genauere Erforschung des auf diese Art erzeugten Schallfeldes und die Nutzbarmachung des Phänomens für akustische Experimente liegen daher im Interesse der Abteilung Technische Akustik am DLR Braunschweig.

Ziel: Die im Vortrag vorgestellten Arbeiten dienen der Entwicklung einer neuartigen Schallquelle, welche auf dem lokalen Erzeugen eines Laser-induzierten Plasmas basiert und deren resultierendes Schallfeld eine Kugelcharakteristik aufweist. Fragestellungen, die in diesem Zusammenhang geklärt werden müssen, sind:

- Wie kann in sehr kurzer Zeit lokal ein Plasma erzeugt werden?
- Welche Parameter beeinflussen die Entstehung eines hörbaren Knalls?
- Wie breitet sich das entstehende Schallfeld aus?
- Welches Frequenzspektrum wird erzielt?
- Wie verhält sich die Schallquelle in einem strömenden Medium?

Lösungsweg: Durch Fokussieren eines gepulsten Laserstrahls geeigneter Energie kommt es kurzzeitig zum Entstehen eines Plasmas. Dieser Vorgang ist als Knall hörbar.

Durch die Auswahl einer geeigneten Fokussieroptik kann ein großer Abstand zwischen der letzten Linse und dem Ort der Plasmaentstehung erreicht werden. Somit können die zur Schallerzeugung erforderlichen Geometrien außerhalb der Strömung positioniert werden und ist eine berührungsfreie Anwendung möglich.

Der Versuchsaufbau zur Knallerzeugung, welcher in Abbildung 1 zu sehen ist, besteht aus einem Nd-YAG-Laser mit 120mJ Strahlleistung bei 532nm Wellenlänge, einer 10fach Strahlaufweitungsoptik und einer Bikonvexlinse mit einer Brennweite von 500mm (1000mm). Der gepulste Laserstrahl wird zum präziseren Fokussieren mittels der Aufweitungsoptik von einem Durchmesser von 3mm auf ca. 30 bis 40mm aufgeweitet und anschließend durch die Bikonvexlinse im Brennpunkt des Linsensystems gebündelt. Die Charakteristik des mit Hilfe des laserinduzierten Plasmas erzeugten Schallfeldes wurde mit Hilfe von 1/8"-Mikrophonen im reflexionsarmen Raum des Aeroakustischen Windkanals am DLR in Braunschweig zunächst im ruhenden Medium und anschließend in Strömung untersucht. Die Aufzeichnung der Mikrophonzeitsignale erfolgte mittels eines VIPER Mehrkanalmesssystems bei einer Abtastrate von 250kHz. Die Frequenzanalyse wurde im Zuge des Postprocessings durchgeführt.

Ergebnis: Das gemessene Schalldruckfeld entspricht annähernd einem Kugelwellenfeld. Dies deutet darauf hin, dass die Laserschallquelle einen Monopolcharakter aufweist und gegenüber herkömmlichen Schallquellen eine omnidirektionale Schallabstrahlung bei sehr geringem Abstand zeigt. Das erzeugte Signal ist ein sehr schmaler Puls. Dies ermöglicht eine sehr einfache Signaltrennung. Bei Betrachtung der Frequenzanteile zeigt sich, dass die Hauptfrequenzen zwischen 10 und 80kHz liegen. Damit ist die Laserschallquelle hervorragend für die Skalierbereiche 1:7.5 bis 1:10 geeignet.

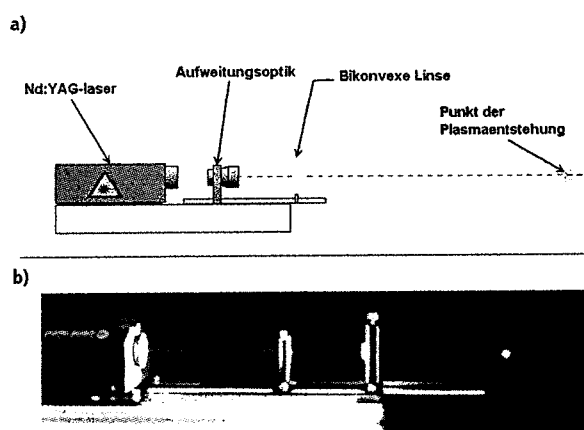


Abbildung 1: Aufbau zur Knallerzeugung (a) - schematisch b) - erzeugter Knall)

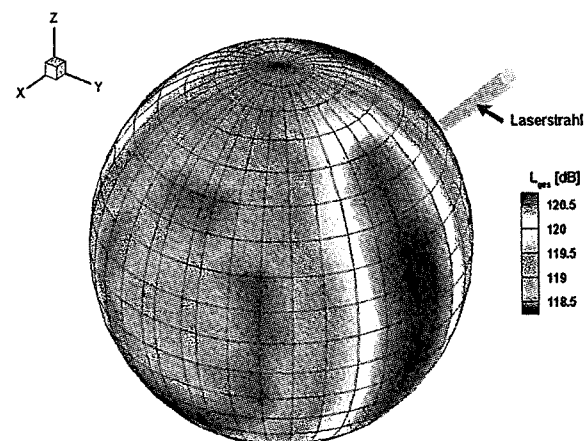


Abbildung 2: Summenpegel an den Messpositionen auf einer Kugelfläche um den Knall

Literatur:

- [1] C.J.Kähler, M.Dreyer: "Dynamic 3D stereoscopic PIV and Schlieren investigation of turbulent flow structures generated by laser induced plasma" 12th Int. Symp. on Appl. of Laser Techn. to Fluid Mechanics, Lisbon Portugal, 12.-15. Juni 2004
- [2] L. J. Radziemski, D. A. Cremers: "Laser induced Plasmas and applications" Marcel Dekker Inc., New York, Juni 1989

weiteres Vorgehen: In weiterführenden Untersuchungen im strömenden Medium soll geklärt werden, ob es sich bei der Laserschallquelle um eine bewegte oder eine ruhende Quelle handelt. Desweiteren soll die Quelle für Abschattungsversuche im ruhenden Medium genutzt werden. Eine Optimierung der Datenauswertung ist ebenfalls vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: .

Aeroakustik

Ansprechpartner: Dr. Burkhard Gölling, Tobias Kloss

Institution: Airbus Deutschland

Adresse: Hünefeldstraße 1-5
28199 Bremen

Telefon: 0421-538-4016

Telefax: 0421-538-2267

e-mail: burkhard.goelling@airbus.com

weitere Partner: SILENCER Consortium

Thema:

Aeroakustische Analyse von Dämpfungsmaterialien im Vorflügelinnenbereich.
(Aeroacoustic and aerodynamic analysis of liner devices in slat cove.)

Ausgangssituation:

Im November 2005 wurde im Rahmen des Europäischen Projektes SILENCER mit Beteiligung von Airbus Industries im DNW-LLF an einem Vollmodell (siehe Abb. 1) Dämpfungsmaterialien im Vorflügelinnenbereich sowohl aerodynamisch als auch aeroakustisch untersucht. In Voruntersuchungen, ausgeführt von einem SILENCER Partner wurden Simulationen zur Auslegung der Dämpfungskonzepte untersucht. Als Ergebnis wurden drei Liner-Konzepte identifiziert, die in einem bestimmten Frequenzbereich sich als wirkungsvoll erweisen sollten, sofern die Lärmemission durch den Vorflügelinnenbereich gesteuert werden kann (Lärmemissionsweg am Vorflügel, siehe Abb. 2). Die eingesetzte akustische Messtechnik waren ein Traverse-Mikropohon-Bogen und ein stationäres Akustik-Array. Diese wurden in der offenen Messstrecke so installiert, dass Abstrahlcharakteristik und Lärmquellen insbesondere am Vorflügel identifiziert werden können (siehe auch Abb. 2).



Akustische
Traverse

Stationäres
akustisches
Array

Abb. 1 Vollmodell in offener Messstrecke des DNW-LLF

Ziel:

Mit der Auslegung geeigneter Dämpfungsdevice im Vorflügelinnenbereich soll der Vorflügellärm, der originar von der Hinterkante ausgeht, reduziert werden. Bei den aeroakustischen Untersuchungen soll die Effektivität der vorab simulierten Liner-Konzepte verifiziert und deren Wirkung auf die Lärmausbreitung insbesondere hinsichtlich Amplitude und Frequenzbereich untersucht werden.

Lösungsweg:

An einem Vollmodell im Maßstab 1:8 zu einer Realkonfiguration wurden drei unterschiedliche Dämpfungsmaterialien im Vorflügelinnenbereich eingebaut (siehe Abb. 3). Die Konfiguration des High-lift Sy-

stems und der zu untersuchende Geschwindigkeitsbereich wurden entsprechend der Anflugbedingungen gewählt. Mit Hilfe der eingesetzten akustischen Messtechnik werden hochaufgelöst Schalldruckpegel in Abhängigkeit der räumlichen Relativposition zum Vorflügel aufgenommen. Unter Anwendung der Kreuz-Korrelationsanalyse wird es möglich den Ort der Lärmquelle und mit Hilfe der Traversierung die Hauptabstrahlrichtung zu identifizieren und zu analysieren (siehe Abb. 1).

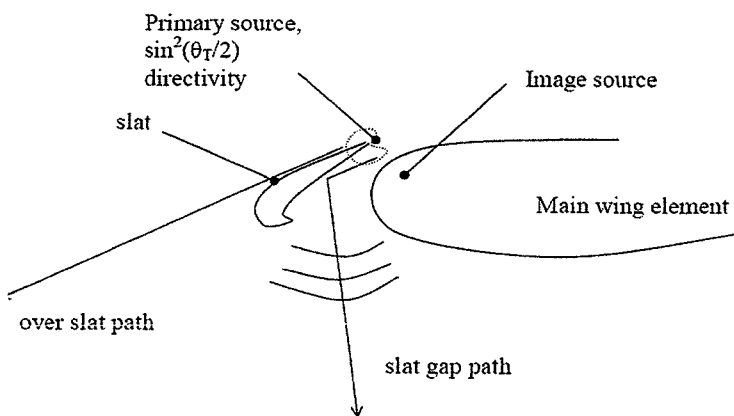


Abb. 2: Lärmemissionwege von Vorflügelärm

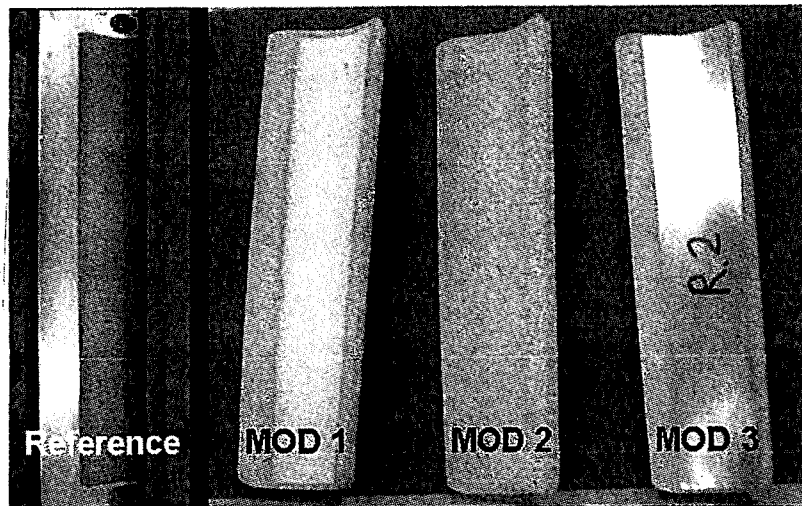


Abb. 3: Drei Liner-Konzepte. Beschaffenheit und Bauart. MOD1

Ergebnis:

Die Liner-Konzepte wurden im DNW-LLF getestet. Die simulierten Lärmreduktionen konnten allerdings alle drei Konzeptionen nicht erreichen. Die Konzeption 1 und 2 verhalten sich weitestgehend neutral. Lediglich mit der Konzeption 3 kann eine geringe Lärmreduktion von ca. 1 dB ermittelt werden (siehe Abb. 4). Es kann gezeigt werden, dass diese Reduktion eher ein zufälliges Ergebnis ist, da die Liner für einen anderen Frequenzbereich ausgelegt wurden, als sie hier die wesentlichen Schalldruckpegel helfen zu reduzieren. Der Mangel, dass die Liner in dem wesentlichen Frequenzbereich nicht ausgelegt werden konnten, beruht auf geometrische Einbaubedingungen am Vollmodell.

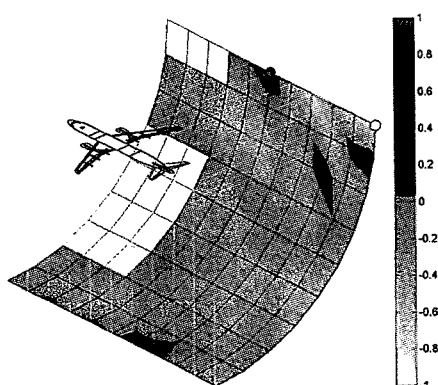


Abb. 4: Lärmreduktion von maximal ca. 1dB durch Anwendung des Liner-Konzepts MOD 3. (Traverse Messung)

Weiteres Vorgehen:

Prinzipiell konnte nachgewiesen werden, dass für die Lärmemission der Lärmquelle Vorflügel der Vorflügelinnenbereich eine Rolle spielt. Inwiefern eine Vorflügel-Modifikation durch Liner hier erfolgreich sein kann, ist nunmehr an einer Realkonfiguration zu testen, bei der die realen geometrischen Einbaubedingungen vorliegen und für die eine optimale Dämpfung in einem Liner-Konzept umgesetzt werden kann. Dafür gilt es im weiteren die Simulation der Dämpfungseigenschaften in dem Werkzeug der UoS zu verfeinern und auf die unter realen Flugbedingungen herrschenden Strömungs- und Grenzschichtbedingungen abzustellen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Aeroakustik

Ansprechpartner: Markus Hassenpflug, Burkhard Gölling

Institution: Airbus Deutschland

Adresse: Hünefeldstraße 1-5
28199 Bremen

Telefon: 0421-538-7367

Telefax: 0421-538-2267

e-mail: markus.hassenpflug@airbus.com

weitere Partner: Hochschule Bremen.

Thema:

Aerodynamische und akustische Bewertung von Steilabstiegshilfen (Airbrakes)

Ausgangssituation:

Um die Lärmbelastung am Boden beim Landeanflug zu minimieren, könnte das Flugzeug später als bisher in den Sinkflug übergehen. Dadurch ist der Abstand zum Boden während des Anfluges größer als beim Standard-Anflug und die Lärmbelastung auf Grund der atmosphärischen Dämpfung vermindert. Der Sinkflug muss in diesem Fall in einem steileren Winkel ($\gamma = -5,5^\circ$) durchgeführt werden, wozu ein höherer Widerstand erforderlich ist. Um eine Genehmigung für Abstiege mit $\gamma = -5,5^\circ$ zu erhalten, muss das Flugzeug in der Lage sein, einen Gleitwinkel von $\gamma = -7,5^\circ$ zu fliegen.

Ziel:

Der benötigte Widerstand soll in ausreichendem Maße und möglichst ohne zusätzlichen Auftriebsverlust erbracht werden. Außerdem soll das entsprechende System möglichst wenig zusätzlichen Lärm erzeugen.

Lösungsweg:

Diese Aufgabe kann durch Bremsklappen (Airbrakes) gelöst werden, die am Rumpf des Flugzeugs in einem Bereich über den Flügeln des Flugzeugs angeordnet sind (Dorsal Airbrakes). Außerdem wäre eine Position an der Rumpfunterseite im Bereich des Fahrwerks (Ventral Airbrake) sowie eine Position am Heck (Petal Airbrake) des Flugzeuges denkbar.

Die optimale Position der Dorsal Airbrakes wurde durch numerische Rechnungen ermittelt (siehe Mitteilung von Anil Mertol, Airbus Deutschland GmbH/DLR Braunschweig).

Alle genannten Airbrakesysteme wurden im Windkanal aerodynamisch und akustisch vermessen (**Abbildung 1**). Als Vergleichssystem werden die konventionellen Flügelspoiler herangezogen.

Aus aerodynamischer Sicht sind insbesondere die Widerstandsproduktion sowie der Einfluss auf den Auftrieb von Interesse. Durch die akustischen Messungen soll geklärt werden, ob die Airbrakesysteme den Lärmpegel sowie die Abstrahlcharakteristik der bestehenden Landekonfiguration verändern (**Abbildung 2**). Anschließend werden mit Hilfe der aerodynamischen Ergebnisse die Lärmpegel vom Modellmaßstab auf die tatsächlichen Anflugbedingungen skaliert und verglichen.

Ergebnis:

Die Dorsal Airbrakes stellten sich als bestes System heraus, da sie zunächst einmal mehr Widerstand produzieren können, als die übrigen Airbrakesysteme und einen Gleitpfadwinkel von $\gamma = -5,5^\circ$ sicherstellen. Darüber hinaus verzeichnen sie nur verhältnismässig geringe Einbrüche im Auftrieb. Allerdings reicht der Widerstand nicht aus, um einen Gleitpfadwinkel von $\gamma = -7,5^\circ$ zu erzielen.

Die Spoiler erreichen zwar im Vergleich zu den Airbrakes mehr Widerstand, sorgen aber auch für deutlich größere Auftriebsverluste. Dadurch steigt die erforderliche Anfluggeschwindigkeit an, was bei der Skalierung auf reale Anflugbedingungen zu wesentlich höheren Schalldruckpegeln und somit schätzungsweise zu einer höheren Lärmbelastung führt. Die Ergebnisse von Airbrakes und Spoilern sind in **Abbildung 3** zusammengefasst.

Werden die Airbrakes hingegen durch die Spoiler unterstützt, kann genügend Widerstand produziert werden. Der Vorteil gegenüber der alleinigen Spoilernutzung besteht hierbei darin, dass nun wesentlich weniger Auftrieb zerstört wird.

Weiteres Vorgehen:

Die kombinierte Nutzung von Spoilern und Airbrakes verspricht die unter akustischen und aerodynamischen Gesichtspunkten günstigste Alternative zu sein. Weitere Untersuchungen zur Umsetzung von Steilanflugverfahren werden durchgeführt.

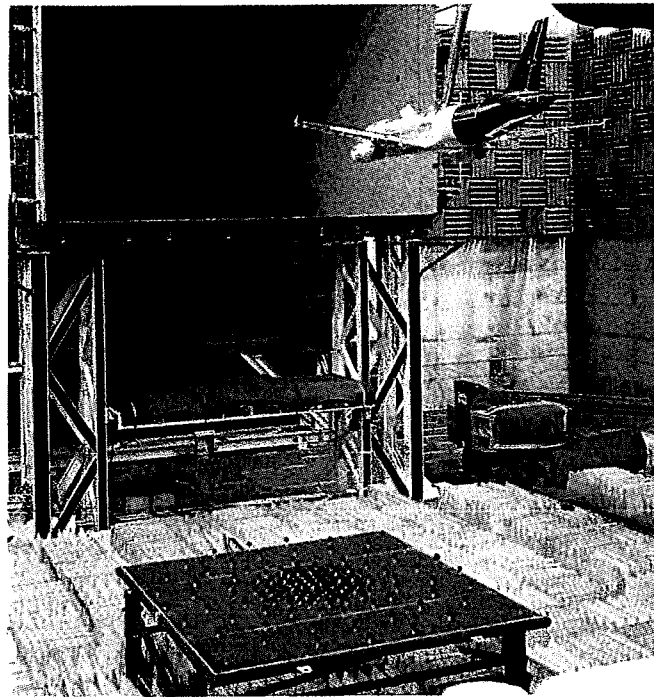


Abbildung 1: Modell im Windkanal

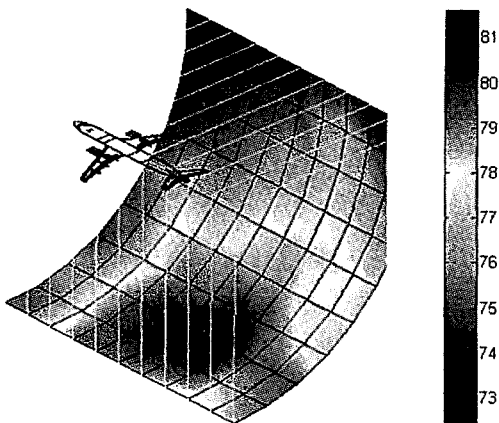


Abbildung 2: Richtcharakteristik der Referenz unter Modellbedingungen

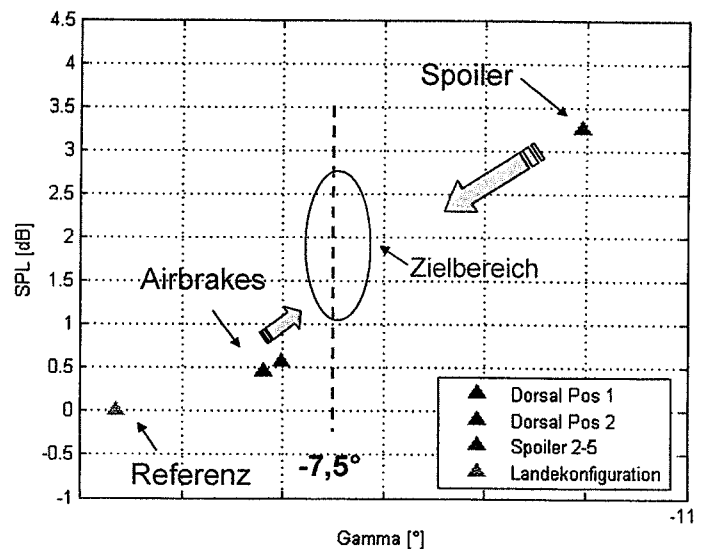


Abbildung 3: Aerodynamische und akustische Performance von Spoilern und Airbrakes

Literatur:

Verfahren und Vorrichtung zum Erzeugen von aerodynamischem Widerstand an einem Flugzeug. *Anil Mertol, Volker Cleemann, Carsten Weber, Dr. Markus Fischer, Patentanmeldung, DE 100 2006 025 752.9.*

Development of Drag Increasing Devices for Steeper Final Approach to the Airport, *Mertol B.A., Master Thesis, 2005, TU Braunschweig.*

Aerodynamische und Akustische Untersuchung von Rumpfkappen, *Hassenpflug, M., 2006, Diplomarbeit, Hochschule Bremen.*

Datum: 26.06.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Michaela Herr

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Technische Akustik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531-295-3355
38108 Braunschweig **Telefax:** 0531-295-2894
 e-mail : michaela.herr@dlr.de

weitere Partner: Dr. Werner Dobrzynski
Prof. Dr. Jan Delfs

Thema: Auslegungskriterien für lärmarme Tragflächenhinterkanten

Ausgangssituation: Die in der „Vision 2020¹“ definierten Lärmminderungsziele der europäischen Gemeinschaft erfordern erhebliche Anstrengungen bezüglich der Reduktion des Umströmungslärmes von Verkehrsflugzeugen. Während des Landeanflugs stellen überströmte Hinterkanten von Tragflächen und Klappensystemen bedeutende Lärmquellen dar. Die hier vorgestellte Arbeit befasst sich mit Minderungsmaßnahmen für solchen breitbandigen Hinterkantenlärm, der durch Interaktion der Grenzschichtturbulenz mit der Abströmkante entsteht. Vorläuferstudien haben gezeigt, dass sich durch strömungsdurchlässige Hinterkantenmodifikationen (so genannte Bürsten²) eine beträchtliche Minderung der Schallabstrahlung erzielen lässt. Diese ist als Folge einer kontinuierlichen Gestaltung der am Übergang zwischen Struktur und Nachlaufströmung wechselnden Randbedingungen zu deuten. Die vorliegende Arbeit stellt eine Fortsetzung ausführlicher Grundlagenexperimente³ im Aeroakustischen Windkanal Braunschweig (AWB) dar, in deren Verlauf offene Fragen bezüglich der Lärmskalierungsgesetze sowie der Wirkungsweise und Anwendbarkeit dieser Maßnahmen geklärt werden sollen.

Ziel: Das Ziel dieser weiterführenden Arbeiten liegt in der Formulierung von Auslegungskriterien für strömungsdurchlässige, kammförmige Abströmkanten, die als Nachrüstmaßnahmen für bestehende Flugzeugkomponenten eingesetzt werden könnten. Zu diesem Zweck sind wesentliche Geometrie- und Strömungsparameter zu identifizieren und im Rahmen eines Vorhersagemodells zu kombinieren. Im Sinne einer vollständigen Betrachtung ist auch der Einfluss unterschiedlicher Hinterkantendicken auf die Schallabstrahlung einzubeziehen.

Lösungsweg: Umfangreiche experimentelle Studien im Aeroakustischen Windkanal Braunschweig an

1. einem modular aufgebauten Plattenmodell³ (Bild 1) sowie an
2. einem NACA 0012-Tragflügelmodell

dienten der experimentellen Ermittlung des erzielbaren Lärminderungspotentials sowie der parametrischen Untersuchung zahlreicher Bürstenkonfigurationen. Zur weiteren aerodynamischen Analyse (insbesondere der Bestimmung der kinetischen Energie der turbulenten Schwankungsbewegung) wurden RANS-Strömungssimulationen herangezogen.

STAB

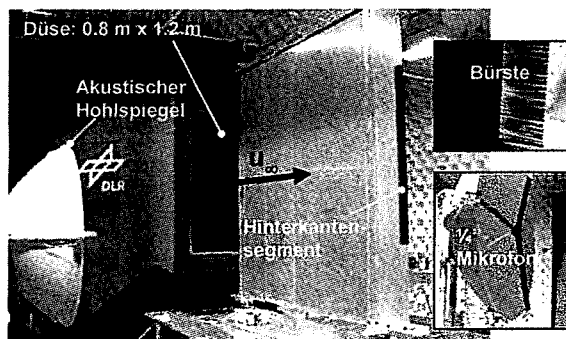


Bild 1: Plattenmodell im AWB.

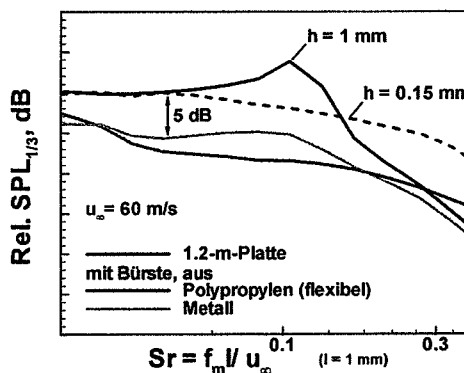


Bild 2: Einfluss des Bürstenmaterials auf die Schallabstrahlung. h: Hinterkantendicke.

Ergebnis: Bürstenhinterkanten zeigen wie undurchlässige Kanten einen Anstieg der Schalldruckquadrate mit der 5. Potenz der Anströmgeschwindigkeit. Dies ist gemäß der theoretischen Herleitung von Ffowcs Williams und Hall⁴ für ideal schallweiche Hinterkanten zu erwarten. Demnach zeigt sich die effektive Lärmreduktion im gewählten Reynoldszahlbereich ($Re = 2.1 - 7.9$ Mio.) kaum beeinflusst von der Anströmgeschwindigkeit. Neben einer Reihe von Einflussgrößen wie Orientierung, Länge und Dicke der Bürstenfasern wurde vor allem deren Abstand als entscheidender Entwurfparameter ermittelt. Im Experiment erbrachte der minimal realisierbare Faserabstand (< 0.1 mm) die größte Lärmreduktionswirkung. Dies stützt die Annahme, dass die erzielte Lärmreduktion auf die viskose Dämpfung turbulenter Geschwindigkeitsschwankungen zwischen den Fasern zurückzuführen ist. Ein wichtiges Ergebnis im Hinblick auf den realen Einsatz der Lärmreduktionsmaßnahmen besteht darin, dass über weite Frequenzbereiche eine Geräuschminderung auch mit starren Bürstenfasern erzielt werden kann, Flexibilität der Fasern also keine notwendige Voraussetzung für die Lärmreduktion darstellt (Bild 2).

Die weiteren gefundenen Einflüsse verschiedener Testparameter seien in der Folge kurz aufgelistet:

- Der Einfluss von Profilsehnenlänge (demnach auch der Verdrängungsdicke δ^* der turbulenten Grenzschicht) auf die erzielte Lärmreduktion ist gering.
- Schräganströmung der Bürstenfasern führt zu (leicht) erhöhter Lärmabstrahlung.
- Ab einer gewissen Mindestlänge der Fasern ist die Faserlänge kein wesentlicher Einflussparameter mehr (gleiche Lärmreduktionsresultate für mittellange und lange Fasern im Bereich von 35 – 100 mm Länge, jedoch reduzierte Lärmreduktion für kürzere Bürsten).
- Größere Faserdurchmesser erzielen eine höhere Lärmreduktion.

Literatur:

¹Argüelles et al. "European Aeronautics: A Vision for 2020, Meeting Society's Needs and Winning Global Leadership," Report of the Group of Personalities, the Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, Office for Official Publications of the European Communities, Luxembourg, Jan. 2001.

²Mau, K. und Dobrzynski, W., "Anordnung zur Minderung des aerodynamischen Lärms an einem Vorflügel eines Verkehrsflugzeuges", Europäisches Patent EP 1314642 B1, Jan. 2005

³Herr, M. und Dobrzynski, W.: Experimental Investigations in Low-Noise Trailing-Edge Design, *AIAA-Journal*, 43, 6, (2005), S. 1167-1175, Juni 2005

⁴Ffowcs Williams, J. E. und Hall, L. H., Aerodynamic Sound Generation by Turbulent Flow in the Vicinity of a Scattering Half-Plane, *Journal of Fluid Mechanics*, 40 (1970), S. 657-670

Datum: 12.06.06

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation / Aeroakustik

Ansprechpartner: Daniel König

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

**Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 und 7
52062 Aachen**

**Telefon: (0241) – 80 95 426
Telefax: (0241) – 80 92 257
e-mail: d.koenig@aia.rwth-aachen.de**

weitere Partner:

**Thema: Numerische Analyse der Lärmmechanismen an Hochauftriebshilfen
mit Verfahren hoher Ordnung**

Ausgangssituation:

Während der Landung ist der von der Flugzeugstruktur abgestrahlte Lärm die dominante Lärmquelle. Diese in der Literatur als „Airframe Noise“ bezeichnete Schallquelle entsteht durch abgelöste und turbulente Strömungen, die mit unterschiedlichen Flugzeugkomponenten wechselwirken. Dabei erzeugen mehrere verschiedene Lärmmechanismen eine äußerst komplexe Struktur von Breitbandlärm und tonalen Komponenten, deren Frequenz und Intensität stark von der Charakteristik der Strömung und der Entfernung zu den Strukturoberflächen sowie weiteren Lärmquellen abhängt. Die wichtigsten Beiträge sind auf das Fahrwerk und Hochauftriebssysteme wie vordere und hintere Klappen (Slats und Flaps) zurückzuführen.

Ziel:

Ziel des Projekts ist einerseits die Entwicklung numerischer Methoden, die in der Lage sind, die dreidimensionale Ausbreitung von Schall über große Strecken sehr genau zu erfassen und andererseits die dominanten Quellen des Slatlärms zu detektieren und deren Abhängigkeit von den aerodynamischen Parametern zu bestimmen. Die gewonnen Erkenntnisse sollen einen signifikanten Beitrag für die gezielte Entwicklung leiser Flugzeugkomponenten liefern.

Lösungsweg:

Der Lösungsweg basiert auf einem hybriden Ansatz [1], d.h. zuerst wird die Flügelumströmung im Landeanflug mit einer Large-Eddy Simulation berechnet. Dazu wird ein blockstrukturiertes Rechennetz mit ca. 55 Millionen Gitterpunkten verwendet. Die Ausdehnung des Rechengebiets in Spannweitenrichtung beträgt 2,1% der Sehnenlänge und ist in 65 Ebenen aufgeteilt, was einem $\Delta z^+ \approx 22$ entspricht. Die Gitterschrittweiten direkt am Profil betragen $\Delta y^+ \approx 1$ und $\Delta x^+ \approx 100-200$. Der verwendete Strömungslöser basiert auf einem modifizierten AUSM-Verfahren, das in [2] näher beschrieben wird. Auf die Verwendung eines Subgrid-Scale Modells wird zugunsten des MiLES Ansatzes verzichtet. Des Weiteren findet das in [3] vorgestellte Multigridverfahren mit Preconditionierung Verwendung. Am Rand des Rechengebiets werden charakteristische Randbedingungen verwendet, wobei eine Spongelay Reflektionen der Schallwellen verhindert.

Danach werden aus den instationären Daten der Nahfeldströmung Quellterme berechnet, die die Schallquellen repräsentieren und als Quellterme in den akustischen Störungsgleichungen Verwendung finden. Die Lösung dieser Gleichungen liefert das Schallfeld im nahen Fernfeld. Eine detaillierte Beschreibung dieses Verfahrens ist [4] zu entnehmen. Die weitere Schallausbreitung im Fernfeld wird mit dem Integralverfahren nach Ffowcs Williams und Hawkings bestimmt.

Ergebnis:

Die Berechnung wird für eine freie Anströmgeschwindigkeit von $Ma=0.16$ und einen Anstellwinkel von $\alpha=13^\circ$ durchgeführt. Die mit der Sehnenlänge gebildete Reynoldszahl beträgt $Re=1,4 \cdot 10^6$. In Abbildung 1 ist die Machzahlverteilung des gemittelten Strömungsfelds dargestellt. Abbildung 2 zeigt, in einer Momentanaufnahme der Strömung im Slat Cove Bereich, die Wirbelstrukturen anhand von λ_2 Konturen. Man erkennt deutlich ein Rezirkulationsgebiet, das durch die Scherschicht, welche an der unteren Slat Spitze entsteht, begrenzt ist. In der Abbildung 3 ist die turbulente kinetische Energie im Slat Cove Bereich dargestellt.

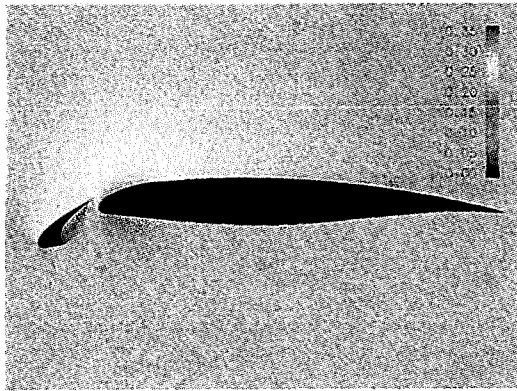


Abbildung 1: Machzahlverteilung

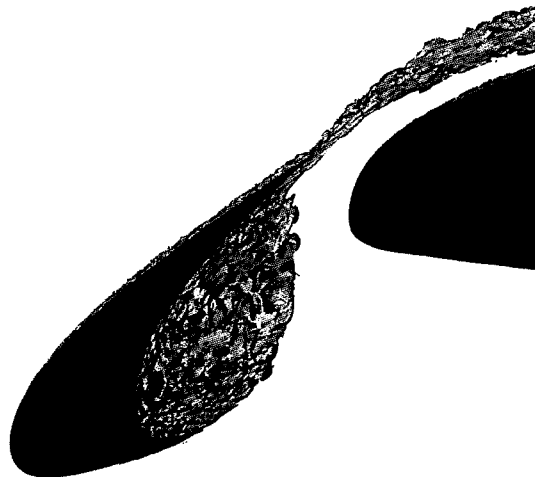
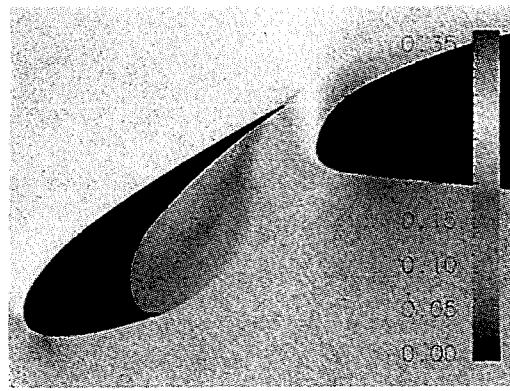


Abbildung 2: λ_2 Konturen

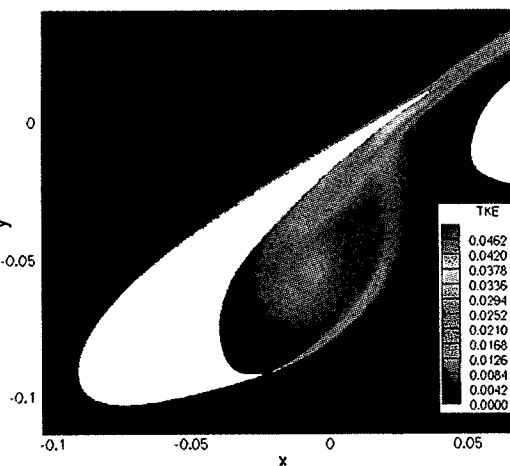


Abbildung 3: Gemittelte turbulente kinetische Energie

Literatur:

- [1] W. Schröder, R. Ewert: Computational Aeroacoustics Using the Hybrid Approach, VKI Lecture Series 2004-05: Advances in Aeroacoustics and Applications, 2004.
- [2] M. Meinke, W. Schröder, E. Krause and Th. Rister: A comparison of second- and sixth-order methods for Large-Eddy Simulation. *Computers and Fluids*, Vol. 31, pp. 695-718, 2002.
- [3] N. Alkishriwi, M. Meinke, W. Schröder: A Large-Eddy Simulation Method for Low Mach Number Flows Using Preconditioning and Multigrid. Accepted for publication in *Computer and Fluids*.
- [4] R Ewert, W. Schröder: Acoustic Perturbation Equations Based on Flow Decomposition via Source Filtering. *Journal of Computational Physics*, Vol. 188, No. 2, pp. 365-398, 2003.

weiteres Vorgehen:

Die Berechnung des gesamten Strömungsfelds mittels einer LES ist mit einem extrem hohen Rechenaufwand verbunden. Da die Schallentstehung nur in Flügelnähe statt findet, soll eine hybrider RANS/LES Ansatz verwendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Lars Koop, Klaus Ehrenfried, Arne Henning

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS-EV)

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092237
Telefax: 0551 7092830
e-mail: lars.koop@dlr.de

weitere Partner: ILA GmbH

Thema:

Untersuchung von aeroakustischen Schallquellen mit Hilfe von High-speed PIV und Mikrofon-Array Messungen

Ausgangssituation:

Akustische Messmethoden wie die Mikrofon-Array Messtechnik oder die akustische Nahfeld-holografie liefern Informationen über die Position und die Stärke von strömungsinduzierten Schallquellen [1]. Der Entstehungsmechanismus der aeroakustischen Schallquellen kann mit diesen Methoden jedoch nicht untersucht werden. Die Kombination von High-speed PIV- mit Mikrofon-Array Messungen soll einen tieferen Einblick in den Quellmechanismus geben [2].

Ziel:

Das Ziel dieser Untersuchung ist ein besseres Verständnis von aeroakustischen Schallquellen.

Lösungsweg:

Der turbulente Nachlauf eines generischen Pkw-Außenspiegels wird mit Hilfe eines High-speed PIV Systems vermessen. Simultan werden die Schallabstrahlung ins Fernfeld mit einem Mikrofon-Array und Wanddruckschwankungen mit Hilfe von piezoresistiven Sensoren gemessen. Die Korrelation der Geschwindigkeitsdaten im Nah- mit den Druckschwankungen im Fernfeld soll einen Aufschluss über den Schallentstehungsmechanismus liefern. Die Messungen werden im aeroakustischen Windkanal in Braunschweig (AWB) durchgeführt. Zur Messung des instationären Strömungsfeldes im Nachlauf des Außenspiegels wird ein High-Speed PIV-System mit einem stereoskopischen Messaufbau verwendet. Die Messebene ist senkrecht zur Anströmung und parallel zur Hinterkante des Außenspiegels ausgerichtet. Zur Bestimmung der Schallabstrahlung ins Fernfeld wird ein Mikrofon-Array in Kreuzanordnung eingesetzt, welches sich außerhalb der Messstrecke befindet. Die instationären Wanddruckschwankungen im Nachlauf des Außenspiegels werden mit Hilfe von wandbündig montierten Kulite-Sensoren (XCS-190 M) vermessen. Abbildung 1 a zeigt ein Photo des Messaufbaus im Windkanal.

Ergebnis:

In Abbildung 1 b ist die turbulente kinetische Energie (TKE) normiert mit der ungestörten Anströmgeschwindigkeit u_{∞} in der Ebene 100 mm hinter dem Spiegel dargestellt. Sie gibt einen Anhaltspunkt für akustisch relevante Bereiche im Nachlauf des Spiegels. Zusätzlich ist das mittlere Geschwindigkeitsfeld durch Vektoren dargestellt. Der Spiegelnachlauf sowie die angrenzenden Randgebiete weisen erhöhte TKE-Werte auf. Besonders hohe Werte treten etwas außerhalb der Spiegelkonturen bei $y \approx \pm 70$ mm und $20 \text{ mm} < z < 70$ mm auf. In Abbildung 2 a ist die spektrale Leistungsdichte [dB re: 1 m/s] der v' -Komponente der Geschwindigkeit an der Position $(x,y,z) = (100 \text{ mm}, -70 \text{ mm}, 30 \text{ mm})$ dargestellt. Diese Position ist in Abbildung 1 b mit einem weißen Kreuz markiert.

STAB

Im Spektrum ist ein Maximum bei einer Frequenz von ca. 30 Hz zu erkennen. Für höhere Frequenzen nimmt die Leistung des Signals ab. Das Maximum bei 30 Hz lässt sich als Strouhal-Frequenz erklären, wenn man den generischen Außenspiegel als einen kurzen Zylinder mit einem Durchmesser von 0.1 m annimmt.

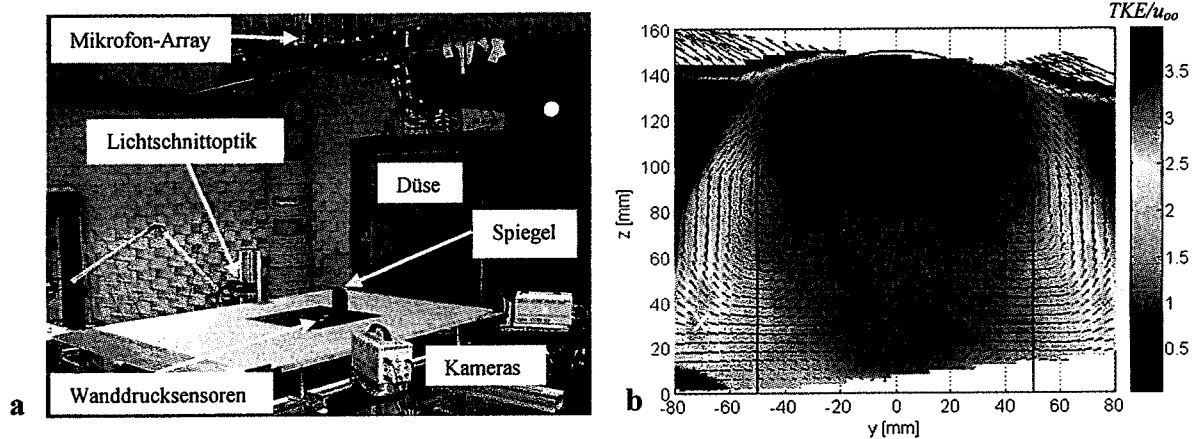


Abbildung 1 a: Messaufbau im AWB. Der generische Außenspiegel ist auf einer Platte montiert. Das Mikrofon-Array ist oberhalb der Düse angebracht. Zusätzlich sind Wanddrucksensoren im Nachlauf des Spiegels in der Platte montiert. Die zum High-Speed PIV System gehörigen Kameras sowie die Lichtschnittoptik sind ebenfalls zu erkennen. **b:** Verteilung der turbulenten kinetischen Energie im Nachlauf des Außenspiegels 100 mm hinter dem Außenspiegel bei einer Anströmgeschwindigkeit von $u_{\infty}=20$ m/s.

Zum Vergleich zeigt Abbildung 2 b das Leistungsspektrum der Kulite-Wanddrucksensoren. Die mit Hilfe der High-Speed PIV Messungen ermittelte Strouhal-Frequenz von 30 Hz kann ebenfalls in den Druckschwankungen der Wanddrucksensoren gefunden werden. Der physikalische Mechanismus zeigt sich also sowohl in dem Strömungsfeld hinter dem Außenspiegel als auch im Fußabdruck des Nachlaufs auf der Platte.

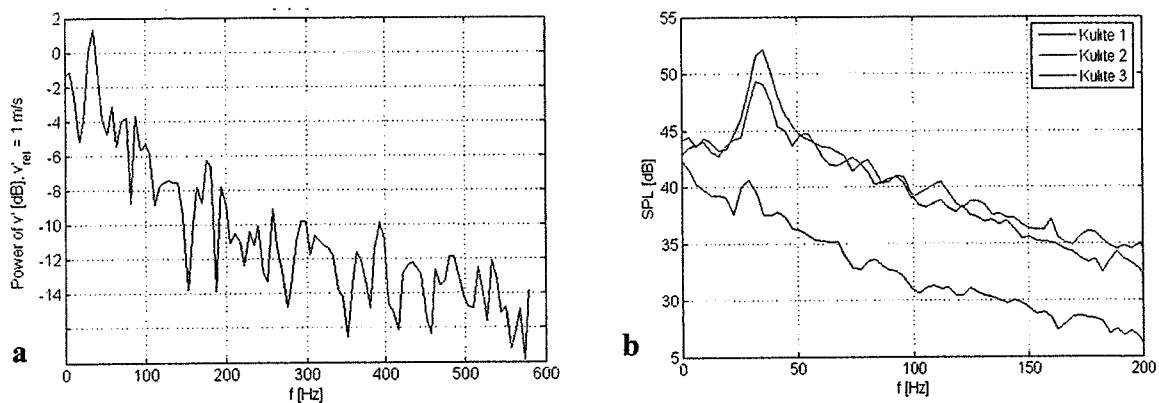


Abbildung 2 a: Leistungsspektrum [dB re: 1 m/s] der v' -Komponente der Geschwindigkeit bei $(x,y,z) = (100$ mm, -70 mm, 30 mm), s. weißes Kreuz in Abb. 1 a. **b:** Pegel [dB re: 2×10^{-5} Pa] der drei Wanddrucksensoren im Frequenzbereich 0 bis 200 Hz bei einer Anströmgeschwindigkeit von $u_{\infty}=20$ m/s.

weiteres Vorgehen:

Für eine weitere Analyse der Daten werden die Ergebnisse der Mikrofon-Array Messungen mit den gemessenen Geschwindigkeitsschwankungen im Nachlauf des Spiegels korreliert [2].

Literatur:

- [1] Koop, L. et al.: *Reduction of Flap Side-Edge Noise: Passive and Active Flow Control*, AIAA-Paper 2004-2803, 2004.
- [2] Käpernick, K. et al.: *Investigation of aeroacoustic noise sources by simultaneous PIV and microphone measurements*, 13th Int. Symp. on Applications of Laser Techniques to Fluid mechanics, Lisbon, June 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: C. Mannini¹, A. Soda², R. Voß³, G. Schewe³

Institution: ¹Department of Civil Engineering - University of Florence (Italy)

Adresse: Via S. Marta, 3 - 50139 - Florence

Telefon: +39.340.2937824

Telefax: +39.055.4796230

²Faculty of Mechanical Engineering - University of Zagreb (Croatia)

Adresse:

Telefon:

Telefax:

³Institut für Aeroelastik - DLR Göttingen (Germany)

Adresse: Bunsenstraße 10 - 37073 - Göttingen

Telefon: +49 551 7092423

Telefax: +49 551 7092862

e-mail: claudio.mannini@dicea.unifi.it; Ante.Soda@dlr.de; Ralph.Voss@dlr.de;
Guenter.Schewe@dlr.de

Thema: RANS and DES simulation of the flow around bluff bodies

Ausgangssituation: The simulation of the flow around bluff bodies by means of CFD codes is of great interest in many fields, in particular for the design of civil structures such as buildings, towers and above all bridges. These very complex flows are characterized by massive separation zones, unstable shear layers, reattachment and shedding of eddies. Therefore at the present state of the art CFD simulation of the aerodynamics of such bodies is still at a primitive stage and cannot be used for design purposes. Consequently wind tunnel tests remain the only reliable tool available, for instance, for bridge engineers.

Ziel: The goal of the present research work is the simulation of low Mach number incompressible flows around bluff bodies and in particular bridge sections, using the finite-volume unstructured flow solver DLR-Tau code. The possibility to predict the basic flow features by means of the Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes (URANS) approach is investigated. 2D URANS simulations are extremely appealing because they are relatively cheap from the computational point of view, although they present some theoretical and practical limits. 3D Detached Eddy Simulation (DES) [1] represents a good compromise between URANS and the more burdensome Large Eddy Simulation (LES) and therefore this technique is also applied to the simulation of the flow around bluff bodies.

Lösungsweg: After the validation of TAU code for low Mach number flows by means of a two-dimensional airfoil NACA0012, the possibility to correctly simulate the flow around bluff bodies is investigated taking into account a two-dimensional square cylinder. As a matter of fact, for this simple geometry a large number of consolidate experimental and numerical results are available in literature (e.g. [2, 3]). Next, the flows around a rectangular cylinder with chord-to-thickness ratio $B/H = 5.0$ and a realistic bridge section are simulated following the 2D URANS approach [4]. Finally, for the rectangular cylinder case, a 3D DES simulation is also performed.

In all computations hybrid meshes (body-aligned quadrilateral cells near the walls and triangular cells far from the body) are adopted and great attention is paid to obtain solutions independent of temporal and spatial discretization. Several turbulence models are tested in order to evaluate their influence on the solution. It is particularly interesting to understand if some turbulence models are better performing than others for certain families of problems.

STAB

Ergebnis: The flow around the square cylinder with zero angle of incidence is fully separated with strong shedding of eddies. For this type of flow the turbulence model of Spalart-Allmaras (S-A) seems to give very accurate and stable results. The agreement with experiments [2, 3] and LES computations [3] is surprisingly good.

In the case of the rectangular cylinder $B/H = 5.0$, the flow separates at the leading edge corners, then reattaches on the body surface and finally separates again at the trailing edge, where eddies are shed and then convected downstream. For this type of flows the S-A model is not able to capture the unsteadiness of the wake, especially if the flow incidence is $\alpha = 0^\circ$. Conversely, the Linearized Explicit Algebraic (LEA) $k-\omega$ turbulence model correctly simulates the main unsteady flow features (Fig. 1). Comparison with experiments [5] shows that the simulations are fairly accurate for $Re = 26000$ but they are not able to predict the lift increase for $\alpha = 4^\circ$ due to Reynolds number effects [4]. Furthermore, it is obvious that the statistical approach cannot capture the small-scale turbulence structures in the flow, which can be computed by the DES approach (Fig. 2). 3D DES simulations should allow a better understanding of the physics of the flow and could represent a further validation of the URANS results.

Finally, 2D URANS simulations of the flow around a realistic bridge profile are also performed with very promising and useful results [4]. In particular, the numerical simulations were able in this case to explain the remarkable difference between two sets of experimental data, underlying the key role played by the degree of roundness of the lower edges.

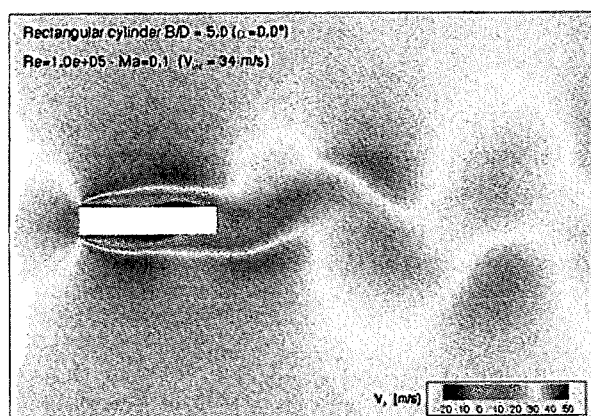


Fig. 1 URANS (LEA model) simulation of the flow around the rectangular cylinder $B/H = 5.0$. Contour plot of the x-velocity component.

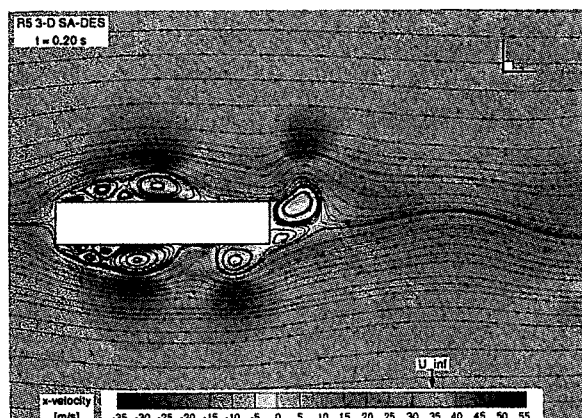


Fig. 2 DES simulation of the flow around the rectangular cylinder $B/H = 5.0$. Streamlines and contour plot of the x-velocity component.

Literatur:

- [1] Shur, M., Spalart, P.R., Strelets, M. and Travin, A., Detached-eddy simulation of an airfoil at high angle of attack. *Engineering Turbulence Modelling and Experiments*. Rodi and Laurence Editors, Vol. 4, pp. 669-678 (1999).
- [2] Schewe, G., Untersuchung der aerodynamischen Kräfte, die auf stumpfe Profile bei großen Reynolds-Zahlen wirken, *DFVLR-Mitt. 84-19*, Institut für Aeroelastik, Göttingen (1984).
- [3] Lübecke, H., Schmidt, S., Rung, T. and Thiele, F., Comparison of LES and RANS in bluff-body flows, *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* 89: 1471-1485 (2001).
- [4] Mannini, C., Soda, A. and Voß, R., Computational Investigation of Flow around bridge sections, *Proc. SECON Conference "Bridges"*, Dubrovnik, Croatia (2006).
- [5] Schewe, G., Influence of the Reynolds-number on flow-induced vibrations of generic bridge sections, *Proc. SECON Conference "Bridges"*, Dubrovnik, Croatia (2006).

weiteres Vorgehen: As further developments of this work, the authors intend to continue both URANS and DES simulations of the flow around the previously mentioned bluff bodies. In particular, the influence of turbulence modelling and corner roundness should be better understood. Concerning DES, after the still running first simulation, grid and time-step convergence studies, as well as investigations on the sensitivity to the DES constant value, are in order.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: Wolf Krüger

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Telefon: 0551/709-2808

Telefax: 0551/709-2656

Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

e-mail: Wolf.Krueger@DLR.de

weitere Partner: M. Meyer, D. Hoffmann, P. Mardanpour

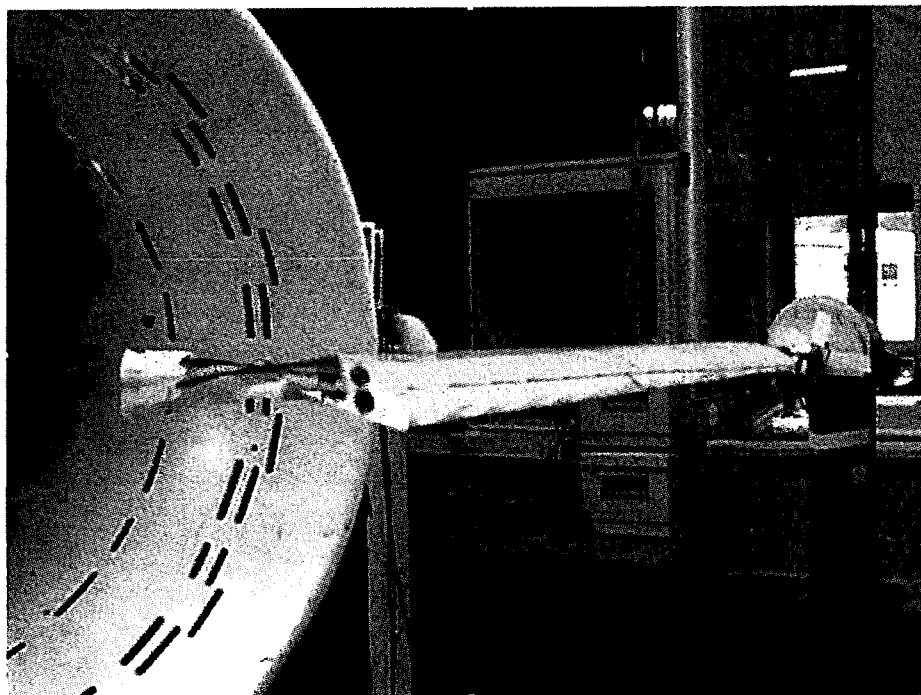
Thema: Experimentelle und numerische Analyse von Grenzyklusschwingungen an einem Leichtbaumodellflügel

Ausgangssituation: Am Institut wurde ein Leichtbauflügel, abgeleitet aus einem Entwurf eines Muskelkraftflugzeugs, gebaut und in einem offenen Windkanal experimentell untersucht. Dazu standen zwei Konfigurationen zur Verfügung. Mit der ursprünglichen Konfiguration wurden statische Messungen und die Messung von Einschwingvorgängen unternommen. In einer Konfiguration mit künstlicher Massentrücklage konnten Grenzyklusschwingungen gezeigt werden.

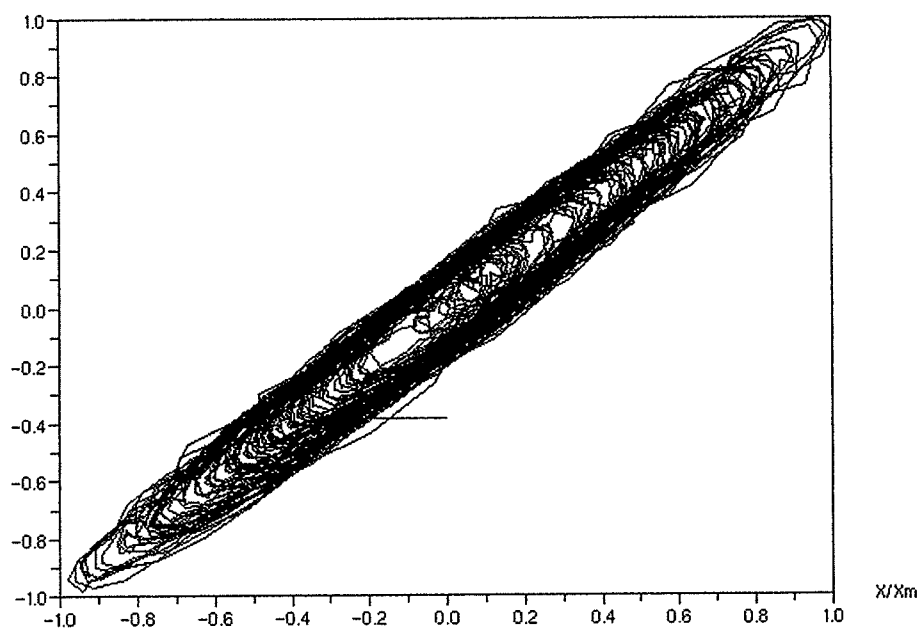
Ziel: Mit dem Experiment soll das statische und dynamische Verhalten eines Leichtbauflügels bei realistischen Reynoldszahlen untersucht werden. Die im Experiment beobachteten dynamischen aeroelastischen Phänomene sollen diskutiert und durch numerische Stabilitätsanalysen mit nichtlinearen aerodynamischen Näherungsgleichungen besser verstanden werden. Durch den Vergleich mit vorliegenden experimentellen Daten können die numerischen Ansätze validiert und ihre Gültigkeit im vorliegenden Reynoldszahlenbereich abgeschätzt werden.

Lösungsweg: Der Leichtbauflügel wird in zwei Konfigurationen, mit dem Schwerpunkt auf der elastischen Achse und mit einer starken Rücklage des Schwerpunkts gebaut. In einem Standschwingversuch wird die Strukturdynamik, insbesondere die Lage der Eigenfrequenzen, beider Flügelvarianten untersucht. Die Originalkonfiguration des Flügels weist keine aeroelastischen Instabilitäten im Betriebsbereich des Windkanals auf. Sie wird für statische und transiente Untersuchungen verwendet. Der Flügel mit künstlicher Massentrücklage hat seinen Flatterpunkt bei 34.7 m/s. Die Instabilität führt zu einer Grenzyklusschwingungen mit hohen Rotationsamplituden. Die Amplitudenlimitierung hat ihren Grund vermutlich in starken Strömungsablösungen bei hohen positiven und negativen Anstellwinkeln. Für die numerische Analyse finden sowohl die Zeitbereichssimulation als auch Analysen im Frequenzbereich Anwendung. Flügelstruktur und Aerodynamik werden im Zustandsraum dargestellt. Stabilitätsanalysen werden zunächst mit einem linearen Ansatz in ZAERO durchgeführt. Die nichtlineare Berechnung der aerodynamischen Kräfte im Zeitbereich beruht auf Ansatzfunktionen für die Dynamik des Profils bei geringen Anstellwinkeln und im Stall/Post-Stall - Bereich und ist zunächst zweidimensional. Für das gestreckte Profil werden die Gleichungen schnittweise angewendet.

Grenzzyklusschwingungen, Experiment und normierte Geschwindigkeit über Position der Flügelspitze:



V/V_m Normalized Wing Tip Displacement vs Normalized Wing Tip Velocity



Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: Dr. G. Schewe

Institution: DLR-Institut für Aeroelastik, Göttingen; **E-Mail :** guenter.schewe@dlr.de

Weitere Partner: Dr. C. Mannini, Universität Florenz

Thema: Reynolds-Zahl-Effekte bei scharfkantigen, generischen Profilen und deren Einfluss auf strömungsinduzierte Schwingungen

Ausgangssituation:

Nach landläufiger Meinung treten bei der Umströmung scharfkantiger Profile keine oder nur sehr schwache Reynolds-Zahl-Effekte auf.

Ziel:

Beantwortung der Frage, ob Reynolds-Zahl-Effekte bei scharfkantigen Profilen auftreten und inwieweit diese die Neigung zu strömungsinduzierten Schwingungen und deren Intensität beeinflussen.? Erzielung experimenteller Ergebnisse, die im Hinblick auf numerischen Simulationen (siehe auch Beitrag: Mannini, Soda, Voß und Schewe) als Testfälle dienen können.

Lösungsweg:

Experimente über einen großen Reynolds-Zahlbereich ($10^4 < Re < 10^6$) an 2D-Profilen im Hochdruck-windkanal in Göttingen. Die ausgewählten Profilgeometrien sind: ein generisches Tacoma Profil, ein trapezformiges Brücken Profil (Great Belt) und ein Rechteckzylinder mit dem Seitenverhältnis 1:5. Letzteres Profil gilt als Testfall für numerische Simulationen.

Ergebnis:

Bezüglich des Tacoma Profils sind, wie erwartet, nur schwache Effekte zu verzeichnen, deren Einfluß auf die aeroelastisch relevanten Derivative aber nicht vernachlässigbar sind. Beim „Great Belt“ Profil führt die Variation der Reynolds Zahl zu drastischen Effekten, die durch Änderungen der topologischen Struktur der abgelösten Strömung verursacht werden. Beim Rechteckprofil werden die Reynolds-Zahl-Effekte besonders offensichtlich, wenn die Symmetrie aufgehoben wird, das heißt bei einem Anstellwinkel ungleich null. Für $\alpha = 4^\circ$ variiert der Auftriebskoeffizient bei einer Änderung der Re-Zahl um zwei Größenordnungen nahezu um den Faktor 2 (Bild).

Fazit: Auch scharfkantige Profilen können drastischen Reynolds-Zahl-Effekten unterliegen, die das aeroelastische Verhalten stark beeinflussen können.

Weiteres Vorgehen:

Einsatz eines größeren Rechteckzylinders zur Erzielung höherer Re-Zahlen.

Messung bei zusätzlichen Anstellwinkeln.

Strömungssichtbarmachung

Datum: 21.07.06

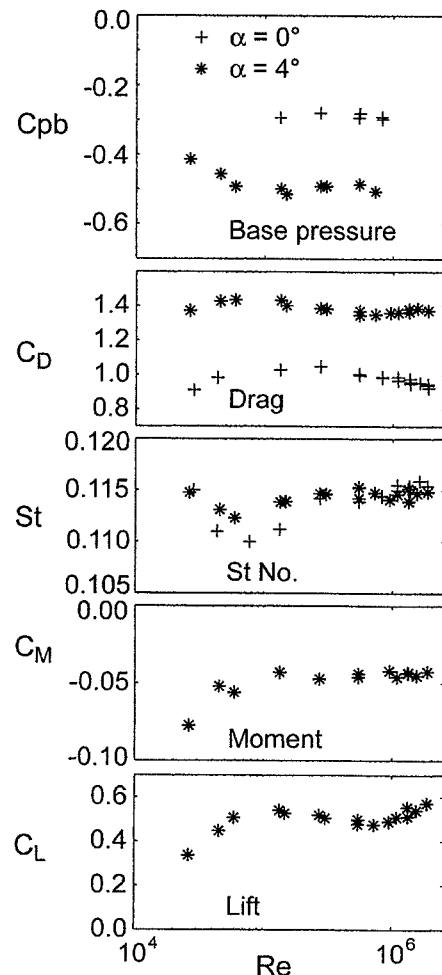


Bild: Kraft / Momentenbeiwerte, Strouhal-Zahl und Basisdruckbeiwert eines Rechteckprofils mit Seitenverhältnis 1:5 in Abhängigkeit von der Reynoldszahl.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: K. Baysal, U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-68892
Telefax: (0711) 685-63402
e-mail: baysal@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Verfolgung von dreidimensionalen Wirbelstrukturen in Grenzschichten

Ausgangssituation:

Zur Untersuchung von strömungsphysikalischen Phänomenen wie Turbulenz, Transition und Ablösung, die zur Entwicklung von modernen Flügeln, Profilen und Strömungskontrollmechanismen von Bedeutung sind, ist die Kenntnis über die räumliche und zeitliche Entwicklung von Wirbeln notwendig. Die Entwicklungen der letzten Jahre in den Bereichen Messtechnik, Rechnerleistung und numerische Methoden erlauben Messungen und numerische Simulationen zur Untersuchungen von Strömungsgebieten mit immer höherer Auflösung und Genauigkeit. Diese Untersuchungen ermöglichen bessere Analyse der oben erwähnten Strömungsphänomene. Numerische Strömungsvisualisierungstools sind bei diesen Untersuchungen sehr effektive Hilfsmittel. Da aber aktuelle Visualisierungsmethoden bei Datensätzen mit hoher Auflösung nicht ausreichend sind, werden neue Methoden entwickelt, die eine effektivere Untersuchung durch räumliche und zeitliche Visualisierung von Wirbelstrukturen ermöglichen sollen.

Ziel:

Ziel ist die Entwicklung einer Methode mit der Wirbelstrukturen über mehrere Zeitschritte verfolgt werden können. Damit soll ermöglicht werden, dass in instationären Untersuchungen die Entstehung, Entwicklung und das Erlöschen von Wirbelstrukturen verfolgt werden können. Um eine Anwendung auf Datensätze mit geringer zeitlicher Auflösung oder auf Datensätze mit Gebieten hoher Wirbelstrukturdichte zu gewährleisten, sollen nicht nur, wie in den bisherigen Arbeiten [1,2], aufeinander folgende Zeitschritte miteinander verglichen werden, sondern durch „Voraussage“ der Zeitschritte bessere Ergebnisse erreicht werden.

Lösungsweg:

Zur numerischen Strömungsvisualisierung von dreidimensionalen und instationären Datensätzen mit hoher Auflösung wenden wir vier Schritte an. Im Ersten Schritt werden Gebiete detektiert, die zu einer Wirbelstruktur gehören. Dazu wenden wir die von Wu et al. [3] vorgeschlagene Q_{2D} -Methode an (fig.1a). Aus dem Ergebnis der Detektion von Wirbelgebieten werden im zweiten Schritt einzelne Wirbel segmentiert. Dabei wird die Kenntnis ausgenutzt, dass die Q_{2D} -Werte auf den Wirbelachsen ihre lokalen Extrema besitzen. Als Wirbelachsen werden Linien bezeichnet, um den die für Wirbel charakteristischen Rotationsbewegungen stattfinden. Zur Wirbelsegmentierung wird auf Ebenen, gespannt von Eigenvektoren e_2 und e_3 der Hessematrix des Q_{2D} -Wertes, nach lokalen Extrema gesucht. Zur Verbindung der einzelnen Punkte zu einer Wirbelachse wird der Eigenvektor e_1 verwendet (fig.1b). Im dritten Schritt wird zur „Voraussage“ der Position der Wirbelachsen im nächsten Zeitschritt die Kenntnis ausgenutzt, dass die Wirbelachsen keine Rotationsgeschwindigkeit beinhalten. Die Position der Wirbelachse im nächsten Zeitschritt wird mit der Prädiktor-Korrektor-Methode nach Heun „vorausgesagt“. Im vierten und letzten Schritt werden die „vorausgesagten“ Wirbelachsen mit den „reellen“ Wirbelachsen miteinander verglichen und einander zugeordnet.

STAB

Ergebnis:

Als Ergebnis werden die Resultate präsentiert, die sich durch die Anwendung der Algorithmen auf die numerischen Untersuchungen von Daniel Meyer [4] ergeben.

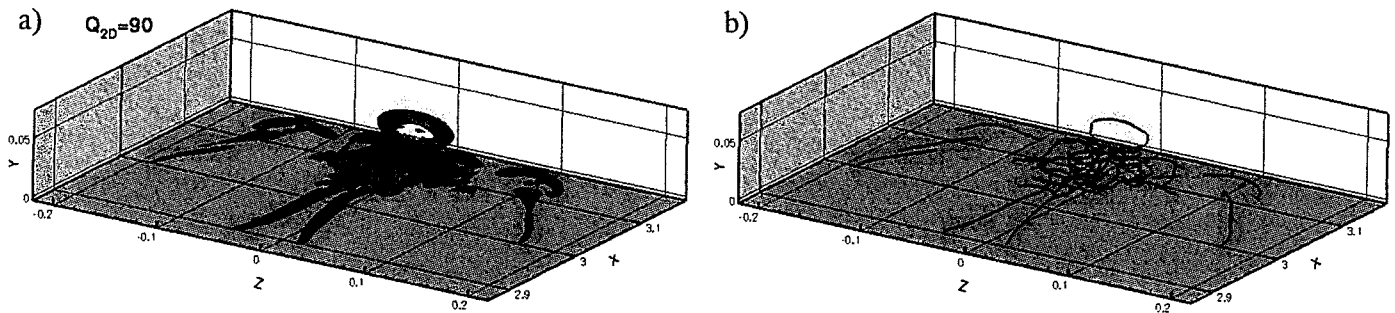


fig.1: a) Wirbelidentifikation mittels Q_{2D} -Methode; b) Wirbelachsen rekonstruiert aus (fig.1a)

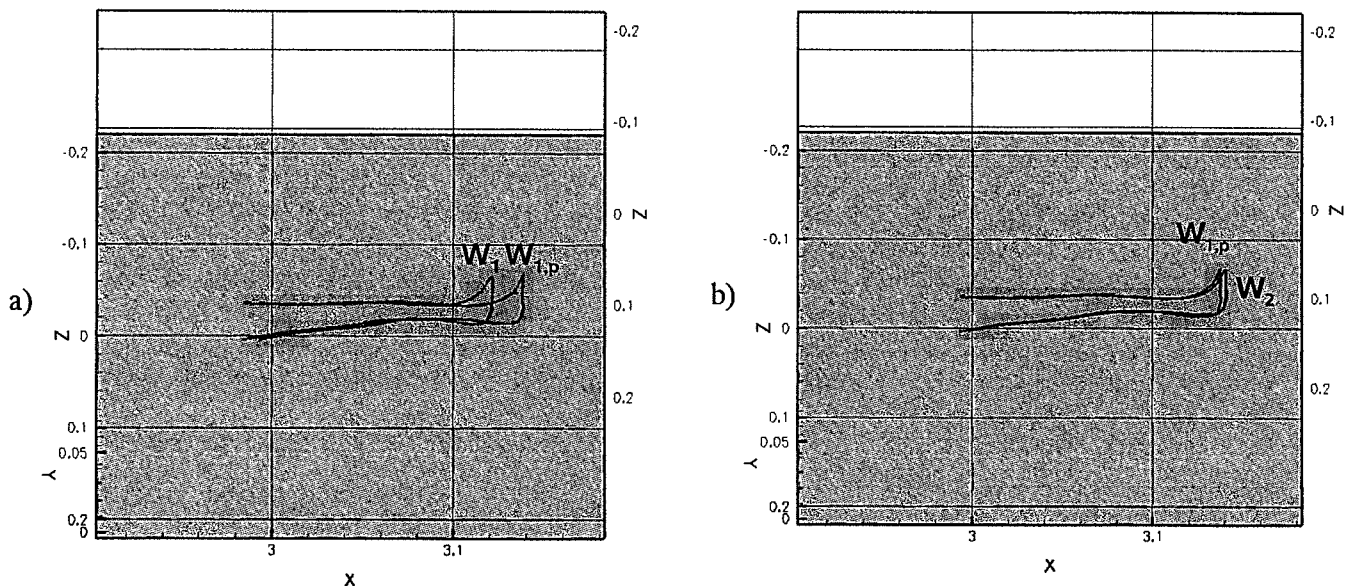


fig.2: a) Wirbelachse W_1 aus Zeitschritt t_n und „vorausgesagte“ Wirbelachse $W_{1,p}$ in t_{n+1} ;
b) Vergleich der „vorausgesagten“ ($W_{1,p}$) und „reellen“ (W_2) Wirbelachsen in t_{n+1}

Literatur:

- [1] R. Samtaney, D. Silver, N. Zabusky, J. Chao: Visualizing Features and Tracking Their Evolution, Computer, Vol.27, No.7, July 1994, pp. 20-27
- [2] D. Bauer, R. Peikert: Vortex Tracking in a Scale-Space, Joint EUROGRAPHICS – IEEE TCVG Symposium on Visualization, 2002
- [3] J. Z. Wu, A. K. Xiong, Y. T. Yang: Axial stretching and vortex definition, Physics of Fluids 17, 038108 (2005)
- [4] D. Meyer: Direkte numerische Simulation nichtlinearer Transitionsmechanismen in der Strömungsgrenzschicht einer ebenen Platte, Dissertation, Universität Stuttgart, 2003

weiteres Vorgehen:

Die Anwendung dieser Methode zur Strömungsvisualisierung auf experimentelle Daten erzeugt keine zufriedenstellende Ergebnisse. Dies folgt aus der Tatsache, dass die Daten wesentlich gröber und verrauscht sind. Damit ist eine genaue Wirbelachsenbestimmung sehr schwierig. Eine Anwendung der hier beschriebenen Methoden auf experimentelle Datensätze soll durch Glättung der Daten erreicht werden. Die fortschreitende Entwicklung im Gebiet der Messtechnik ermöglicht eine weitere Verbesserung der räumlichen Auflösung der experimentellen Untersuchungen, damit auch eine Verbesserung der Anwendbarkeit der vorgestellten Methoden.

Datum: 03-07-2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: physikalische Grundlagen, numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. K. Beronov, Prof. Dr. Dr.h.c. F. Durst

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg
Cauerstraße 4, D-91058 Erlangen
Tel. (09131) 85 28280, Fax. 29579

E-mail: kberonov@lstm.uni-erlangen.de

Thema: Übergang von Gitter-generierter- zur entwickelter Turbulenz in flachen Kanälen – direkte numerische Simulation mittels Lattice-Boltzmann-Verfahren

Ausgangssituation:

Sowohl die entwickelte Turbulenz in Kanälen mit unveränderter Hauptströmungsrichtung wie auch die von einem quer zur Hauptströmung gestelltem Gitter erzeugter Turbulenz gehören zu den klassischen Ansätzen zur experimentellen und theoretischen Untersuchung von grundsätzlichen Turbulenzeigenschaften. Sehr bemerkenswerterweise wurde Gitterturbulenz zur experimentellen Erstellung einer Näherung von homogener isotroper Turbulenz verwendet, da sie aber nicht homogen ist, blieb es schwer sie numerisch zu simulieren. Während die maßgeblichen direkten Simulationen (DNS) von entwickelter Kanalturbulenz etwa 20 Jahre zurückliegen, sind erste Simulationen einer echten Gitterturbulenz (und nicht von isotroper Turbulenz) erst vor einem Jahr erschienen (Djenidi 2005). Letztere wurden mit Lattice-Boltzmann-Verfahren (LBM) mit LES-Auflösung in kaum ausreichend langen Rechengebieten durchgeführt. Unsere Gruppe hatte LBM-basierte DNS von Kanalströmungen (Lammers *et al.* 2006) wie auch von Gitter-generierter Turbulenz (Beronov & Durst, 2004) mit sehr guter Auflösung und Gebietslänge bei hoher Effizienz auf HPC-Plattformen bereits durchgeführt. So ist sie nun in der Lage, auch die Kombination der beiden Strömungsarten anzugehen. Die Hauptmotivation solcher DNS ist der immer noch bestehende Bedarf, komplexere aber immer noch sehr gut kontrollierbare und wiederholbare Strömungsarten detailliert zu untersuchen, um die Kalibrierung von RANS und LES Modellen weiter zu unterstützen. Insbesondere sind Reynoldszahl-Effekte, die Trennbarkeit von Abklangraten von kinetischer Energie und Anisotropie, sowie das Verhältniss zwischen der Anisotropie von Reynoldsspannungen und von dessen Abklangraten von Interesse.

Ziel:

Die Zusammenhänge zwischen einzelnen Gliedern in der (zeitlich gemittelten) Reynoldsspannungsbilanz in ausgeprägt inhomogenen Strömungen mit Transition zwischen qualitativ unterschiedlichen (was Intensität und Anisotropie der Turbulenz angeht) räumlichen Bereichen soll quantitativ untersucht werden. Die neueste Stand der Simulationstechnik auf Hochleistungsrechnern soll berücksichtigt werden, um zu neuartigen und eindeutigen Ergebnissen zu kommen.

Lösungsweg:

Die Untersuchung schließt mehrere LBM-basierte DNS von Gitter-erzeugter-Turbulenz in ausreichend langen Kanälen und entsprechende Datenanalysen ein. Insbesondere sollen Profile von 1-Punkt Turbulenzstatistiken bis zu 4er Ordnung erzeugt und auf statistische und numerische Konvergenz geprüft werden. Der Einfluss von Gittergeometrie (inkl. Blockage-Rate), Kanallänge, Reynoldszahl (bis zu ca. 400) soll dabei auch geklärt werden, so dass eine eindeutige Referenz-Datenbank, die für die Modellierung bereit gestellt werden kann, entsteht.

Ergebnis:

Auf dem SX8 Rechner des HLRS konnten bisher eine Reihe von DNS durchgeführt werden, für die eine Überprüfung *a posteriori* die ausreichende räumliche Auflösung und Rechengebietslänge bestätigte und mittlere Geschwindigkeiten im Bereich $130 < Re_\tau < 200$ ergab. Es wurden nur turbulenzerezeugende Gitter von geraden Stäben mit quadratischem Durchschnitt (Seitenlänge d) und auch quadratischen Querschnitt des Gittermusters (Seite M , Öffnungsquerschnitt $(M-d)^2$) untersucht. Verschiedene Gitterlagen und Öffnungen ($0.1 \leq d/M \leq 0.3$) wurden untersucht bei Kanalhöhe $2H = 4M$. Einige dieser Simulation sind so weit, dass konvergierte Statistiken für das Hauptgeschwindigkeitsfeld (in 3D, mit 3 Komponenten) und die Reynoldsspannungen vorliegen (Abb. 1). Die Tendenzen bei der Dissipationsrate, sowie der Skewness und Flatness sind auch bereits klar, die quantitativen Ergebnisse erfordern aber die Weiterführung der DNS.

Das wichtigsten Ergebnisse von der gesamten DNS-Reihe sind, dass (i) der Übergang zu Kanalturbulenz über einen überschaubaren Längenschnitt stattfinden (ca. $20H$ bei $d/M = 0.15$), (ii) dieser Übergang durch größere d/M verlängert und die Re_τ verringert wird, aber bei d/M unter 0.2 keine wesentlichen Variationen zu beobachten sind, und dass (iii) Verschiebungen des Gitters keinen Einfluß auf diesen Übergang und die Reynoldszahl haben. Wenn mehrere Gitter hintereinander in regelmäßigen Abständen gestellt werden, so führt die erhöhte Dissipation im und unmittelbar nach jedem Gitter dazu, dass längere Abstände natürlich einer höheren Re_τ entsprechen, wobei die obere Grenze bei

vorgegebenem durchschnittlichen Druckverlust pro Länge von der entsprechenden reinen Kanalströmung gegeben ist.

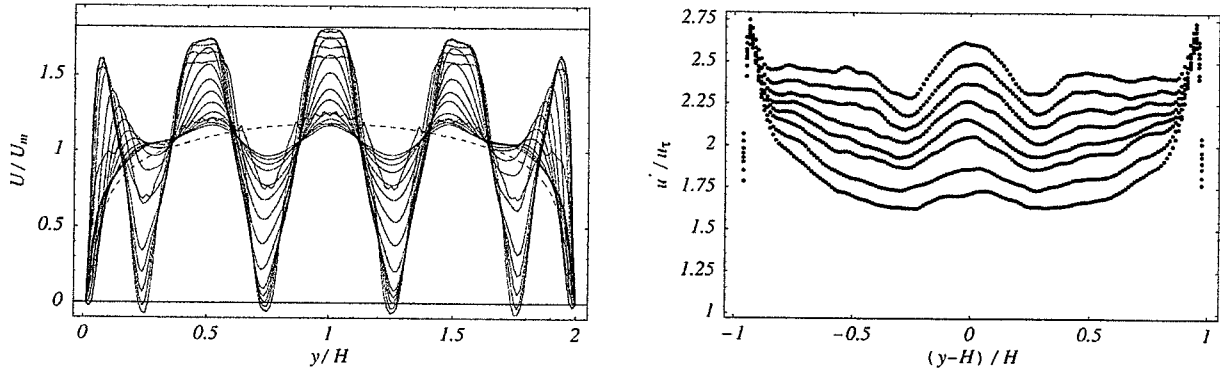


Abb.1 Cross-channel (perpendicular to its plane walls) profiles of mean velocity near the grid (left: dashed line shows profile shortly upstream of the grid) and r.m.s. intensity of streamwise velocity fluctuations (right: the trend with increasing downstream distance X from the grid is one of diminishing intensity in the core flow but sustained intensity in the near-wall regions; the shown profiles correspond to $37 < X/M < 44$).

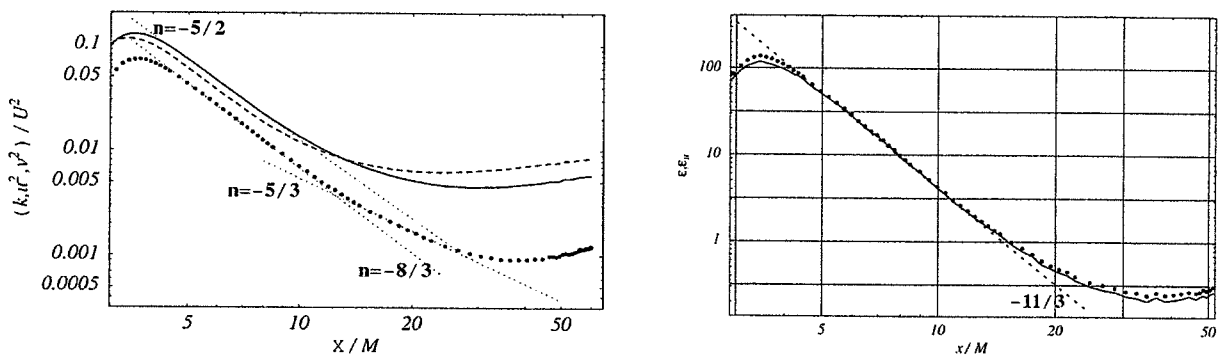


Abb.2 Spatial decay of turbulent fluctuation intensity (left: turbulent kinetic energy k and streamwise component r.m.s. intensity $\langle u'u'^2 \rangle^{1/2}$ along channel centerline are shown with solid and dashed line, respectively; cross-sectional averages of k are plotted with points) and turbulence decay rate (right: the decay rate ϵ_u of $1.5 \langle u'u' \rangle$, shown with solid line, the kinetic energy decay rate ϵ). Power-law exponents are indicated by numbers and dotted fitting lines.

Innerhalb der Übergangslänge findet sich ein Abschnitt mit selbstständlicher Dynamik, der weitgehend unserer üblichen Vorstellung von Gitterturbulenz entspricht, zumindest im Bereich weg von den Kanalwänden. Bei breiteren Kanälen als die hier berechneten Beispiele würde dieser Abschnitt länger, wenn gemessen in M -Einheiten. Er weist eine Reihe von konsistenten Potenz-Gesetzen für die Abklingraten von Turbulenzgrößen (Abb. 2), die auch mit Überlegungen aus der Theorie der isotropen Turbulenz unterstützt und zur Klärung einiger immer noch laufender Diskussionen (Djenidi 2006) in der Literatur beitragen können. Die Unabhängigkeit dieser Befunde von Gittergeometrie (bei ausreichend dünnen Gitterstäben und langem Abstand zwischen folgenden Gittern im Kanal) und Re_τ bleibt nachzuweisen.

Weiteres Vorgehen:

Die laufenden DNS werden bis zur jeweiligen statistischen Konvergenz aller untersuchten Größen weitergeführt. Einige zusätzliche DNS bleiben notwendig, um die Effekte von Auflösung und Reynoldszahl im betrachteten Re_τ -Bereich zu klären. Eine DNS von üblicher Gitterturbulenz (ohne Kanal) wird zur Erstellung von Vergleichsdaten durchgeführt. Die Analyse der räumlichen Entwicklung der Anisotropie und die damit verbundene Schätzung der "return to isotropy" Zeitkonstanten wird mit quantitativer Sicherheit durchgeführt, so dass Re_τ -Effekte (d/M -Einfluß inklusive) festgestellt werden können. Während es bereits gelungen ist, einen Einfluss der Breite des Rechengebiets auf die untersuchten Statistiken weitgehend auszuschließen, ist ein Einfluss der Höhe (in M -Einheiten) klar zu erwarten und physikalisch zu untersuchen. Es wird versucht, eine entsprechende zeitaufwändigere DNS noch rechtzeitig einzubringen. Weitergehende Arbeiten werden sich mit der Charakterisierung von Mischvorgängen bei unterschiedlichen Schmidtzahlen in den hier betrachteten Strömungen wiederum durch LBM-basierte DNS zu untersuchen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr. Philipp Birken

Institution: Universitaet Kassel, Fachbereich Mathematik/Informatik

Adresse: Heinrich-Plett-Str. 40 (AVZ)
34132 Kassel

Telefon: 0561/8044677

Telefax: 0561/8044646

e-mail : birken@mathematik.uni-kassel.de

weitere Partner: Prof. Dr. Andreas Meister

Thema: Numerical Simulation of Tunnel Fire Events

Ausgangssituation: In recent years, there were a number of tragic and deadly incidents in car tunnels, for example the Mont-Blanc tunnel 1999, the Tauern tunnel 1999 or the Kaprun tunnel 2000. This demonstrates the need for more efficient safety measures. However, it is very expensive to shut down a tunnel to perform experiments.

The arising flows can be characterized by characteristic speeds of one meter per second and thus a low Mach number (M about 10^{-3}) and furthermore by high temperature gradients.

They are driven by buoyancy and the strong heat sources. Caused by these effects, parts of the flow become compressible, although the general situation is nearly incompressible.

Ziel: Therefore, there is a need to develop numerical methods that can reliably simulate fire events. The crucial problem is to guarantee a hospitable environment for as long as it takes to evacuate the people. This demands a layer of cool air with enough oxygen and not too much smoke or poisonous fumes, as well as structural stability. The latter part is no real problem in car tunnels and so special attention is paid to the first problem.

Lösungsweg: The tunnel fire event is modeled using the Euler equations with source terms. The low Mach number flows are solved using a nonlinear preconditioning technique of Guillard and Viozat to extend the validity of a density based flow solver into the low Mach regime. This is necessary, as standard compressible flow solvers produce wrong results for low Mach numbers, which can be shown by an asymptotic analysis. Heat source and gravitation are included by operator splittings.

Ergebnis: It turns out that the nonlinear preconditioning technique inhibits stability problems when combined with an explicit time integration scheme. This can be shown by a von Neumann stability analysis which reveals that the time step in that case has to go to zero with $O(M^2)$. Furthermore, a first order scheme in space is not able to resolve the buoyancy forces correctly on a reasonable grid. This difficulty can be overcome using a higher order method in space. Thus, using an implicit time integration scheme and a higher order scheme in space, we are able to resolve tunnel fire events correctly. Numerical results show the feasibility of this method.

The arising linear equation systems coming from using Newton's method turn out to be difficult to solve, as the problem is very stiff. In search of a better preconditioner for the linear systems, an update technique for the preconditioners, developed by Tebbens and Tuma is examined. This results in significant speedup for the overall simulation.

Literatur: P. Birken: Numerical Simulation of Flows at Low Mach Numbers with Heat Sources, 2005, Dissertation, Universitaet Kassel, Shaker Verlag.

P. Birken and A. Meister: Stability of Preconditioned Finite Volume Schemes at Low Mach Numbers BIT 45(3), 2005.

H. Guillard and C. Viozat: On the Behaviour of Upwind Schemes in the Low Mach Number Limit, Computers and Fluids, Vol. 28:63-86, 1999.

weiteres Vorgehen: In the course of the TRR 30, we will apply this technique to aluminium forging processes.

Datum: 30. 6. 06

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Richard Dwight, Joël Brezillon

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952893
Telefax: 0531/2952914
e-mail :
richard.dwight@dlr.de
joel.brezillon@dlr.de

Thema: Adjoint-Based Optimization of 3d Turbulent Configurations Part I: Algorithms

This abstract is Part I of a two part series. The follow-up is concerned with application of the algorithms developed here to 3d design optimization.

Ausgangssituation: As computational aerodynamics reaches maturity, design optimization tools using high-fidelity simulations are winning an increasingly important place in the aircraft design process. Due to the particular demands of aircraft design, in which a large number of design variables are needed in order to parameterize surfaces in 3d, gradient-based optimization is most appropriate. Further the *adjoint method* provides a means of evaluating the gradient of a cost function with respect to a large number of parameters with a computational cost only weakly dependent on their number. An exact discrete adjoint of the RANS unstructured finite-volume solver, the *TAU*-code, has been developed. The adjoint is exact in the sense of being based on the full linearization of all terms in the solver, including all turbulence model contributions. However the current formulation relies on explicit storage of the Jacobian of the spatial discretization, as well as memory intensive ILU(n) preconditioned Krylov solvers, limiting the applicability of the method to large 3d cases [1].

Ziel: An adjoint solver that may be applied with not significantly greater memory costs than the non-linear solver, while obtaining a solution in significantly less time than required for the non-linear solution.

Lösungsweg: Previous work has determined the extent to which the adjoint solution is sensitive to some approximations of the Jacobian [1]. In particular it was ascertained that (a) the use of a simplified viscous flux discretization, and (b) the assumption that the coefficients of artificial dissipation are constant when performing the differentiation, lead to modified adjoint results which do not affect the accuracy of the method as it applies to optimization. However these two approximations then allow the adjoint residual to be evaluated without explicit storage of the Jacobian in only two loops over the edges of the grid, similar to the evaluation of the non-linear residual. In fact the adjoint residual evaluation is about half as expensive.

Rather than solving the resulting equations using generic methods for linear systems, it is of advantage to exploit the extensive experience that has been gained in the solution of the non-linear problem. This is possible because it may be shown that if a fixed-point iteration converges for the non-linear problem asymptotically (i.e. as the residual error approaches zero), then the same scheme will converge for the linearized problem, and it will converge at the same rate [2]. Hence it is possible to *guarantee* stability of the iteration on the linear

STAB

problem under certain circumstances. The adjoint however does not represent the linearization, but the conjugate of the linearization, and hence the guaranteed convergence property holds for the conjugate of the fixed-point iteration used for the non-linear equations. The standard iteration schemes in *TAU* have been therefore adjointed, and the above theoretical result has been confirmed empirically. An example calculation is shown in Figure 1, for an transonic ONERA M6 wing with the Spalart-Allmaras turbulence model. Plotted is the residual error for the non-linear, linear and adjoint problems, as well as a sample gradient ($dc_D/d\alpha$, where α is the angle-of-attack) calculated at each iteration of the two linearized problems (which may be thought of as corresponding to c_D or c_L output of a non-linear NS problem). In each case the LU-SGS implicit scheme with multigrid [3] is applied, and the conjugate thereof for the adjoint problem. The first notable feature is the almost identical asymptotic convergence rate of all three calculations, as predicted. Secondly the computed gradients for the linear and adjoint problems are identical at every iteration (to machine accuracy), a strong indication that both the linear problem and the iterative scheme have been accurately conjugated.

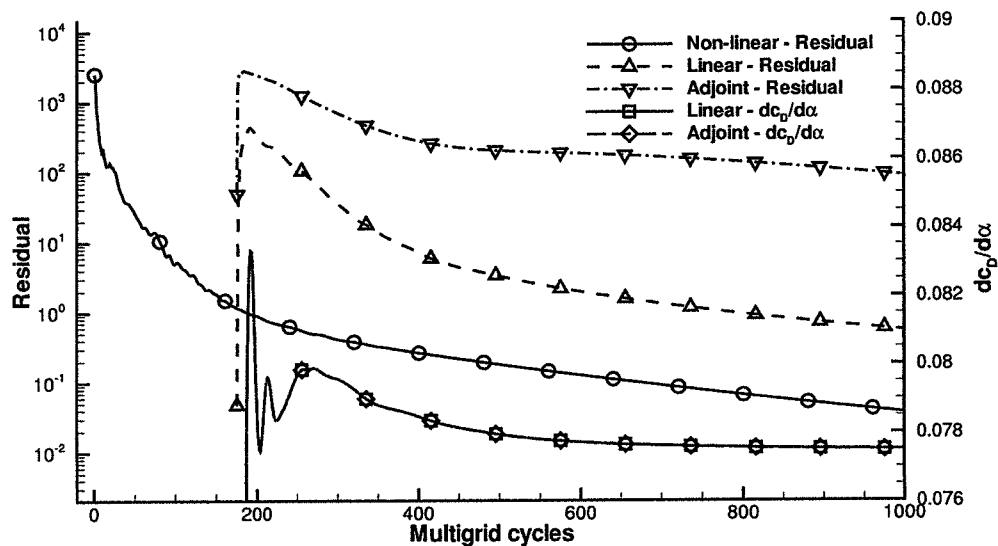


Figure 1: Residual error for non-linear, linear and adjoint problems, as well as an example gradient $dc_D/d\alpha$, evaluated at each iteration of the two linearized problems.

Weiteres Vorgehen: In practice for complex geometries, sufficient accuracy for engineering purposes is obtained before the calculation reaches the region of asymptotic convergence. Linear computations started from these partially converged non-linear solutions are not guaranteed to converge under the previous theory, even if the non-linear calculation eventually converges. Hence in order to stabilize the method for these situations, the iteration is applied as a Krylov preconditioner, in particular GMRES (which also has a guaranteed convergence property, given enough restart vectors). It is hoped that this combination will allow efficient solution of the adjoint problem whenever the non-linear solution is available.

Literatur:

- [1] R.P. Dwight and J. Brezillon "Effect of Various Approximations of the Discrete Adjoint on Gradient-Based Optimization", Proceedings of the 44th Aerospace Meeting and Exhibit, Reno, NV. AIAA-2006-0960, 2006.
- [2] M.B. Giles, "On the Iterative Solution of Adjoint Equations", Automatic Differentiation: From Simulation to Optimization, pp. 145-152, 2001.
- [3] R.P. Dwight "Efficiency Improvements of RANS-Based Analysis and Optimization using Implicit and Adjoint Methods on Unstructured Grids", PhD Thesis, Uni. of Manchester. 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Joël Brezillon, Richard Dwight

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952491
Telefax: 0531/2952914
e-mail :
joel.brezillon@dlr.de
richard.dwight@dlr.de

Thema:

Adjoint-Based Optimization of 3d Turbulent Configurations Part II: Applications

This abstract is the second part of a two part series and concerns the optimization of 3d geometries using the algorithms presented in the first part.

Ausgangssituation: As described in the first part, the adjoint method is a powerful method for the computation of gradients with respect to design parameters. Coupled with a gradient based optimization strategy, the adjoint approach permits efficient design of 3d configurations using high-fidelity simulations, and involving large numbers of design parameters. Accordingly an exact discrete adjoint of the RANS unstructured finite-volume solver, the *TAU*-code, has been developed [1]. Its capability to design 2d geometries in viscous flows has been demonstrated. More particularly, the accuracy and efficiency of the approach was demonstrated for transonic airfoil design by considering geometric as well aerodynamic constraints, and single- as well as multi-point design. The flap design of a multi-element airfoil in take off configuration confirms the ability of the discrete adjoint to efficiently solve a wide range of aerodynamic problems [2].

Ziel: Demonstration of the usability of the adjoint solver for optimization problems involving 3d geometries, determination of its benefits and constraints.

Lösungsweg: Solving an optimization problem based on high-fidelity simulations requires elementary modules necessary to associate the design parameters which define a given geometry to an aerodynamic state (drag, lift, pitching moment,...). These elementary modules are typically the parameterization of the geometry, the mesh process and the flow solver. The aerodynamic state is then represented in terms of the goal and constraints and the latter are passed to the optimizer which in turn modify the design parameter.

A first aerodynamic chain is developed for the twist law design of the ONERA M6 wing in transonic conditions ($Ma=0.84$, $Re_{chord}=11,72 \times 10^6$, $CL=0.3$). The goal of this optimization is drag reduction at constant lift. The twist law is parametrized with 10 parameters. The aerodynamic state is evaluated using the TAU code in viscous mode with the Spalart-Allmaras-Edwards one-equation turbulence model. The design is converged with the conjugate gradient and for the purposes of demonstration, the gradients are computed with central differences. The design process converges after 5 design stages - Figure 1 - where a design stage consists of gradient evaluation and line search. This represents a total of 118 aerodynamic evaluations, whereby 88% of the total CPU time is required for the gradient evaluations.

STAB

The key to efficiently convergence of this design process is clearly the means of computing the gradient information. With the classical way, i.e. use of finite differences, the accuracy of the gradient is dependant of the step size used to compute the finite differences. The use of central finite differences makes the gradient evaluation more accurate but at a cost of increased number of 3d flow computations. An alternative is the use of adjoint approach which makes the gradient evaluation more accurate and weakly dependent on the design parameter. For this purpose, the discrete adjoint of the TAU-code has been extended to provide the adjoint solution on 3d configuration, as described in Part I. The usability of the adjoint approach in 3d design context is then first demonstrated on the previous wing design.

A further step in complexity is achieved by the redesign of an Airbus A340-300 like wing at main cruise condition ($Ma=0.82$, $Re=38,6 \times 10^6$, $CL=0.56$) under aerodynamical and geometrical constraints. In order to automatically fulfilled the geometrical constraints, the thickness distribution is frozen, while the twist and the camber line are parameterized via free-form deformation. To plainly take advantage of the unstructured facility of the Tau code, the geometry is meshed with a mixed structured/unstructured approach. The boundary layer is accurately discretized with hexahedra layers (structured part) and the remainder with pyramids and prisms (unstructured part). Such approach allows cells with large aspect ratios on the wing and simplifies the mesh topology thanks to the unstructured cells. The resulting mesh is of good quality with a relatively small number of points – Figure 2. The use of a gradient based optimiser, together with the adjoint approach, requires well converged aerodynamic flow, typically 4 to 5 orders decrease of residual, to converge the design process. Compared to gradient free optimisers which are more robust to inaccuracy, this implies more CPU time per aerodynamic evaluation. However this drawback is compensated by the efficiency of the gradient based optimiser together with the adjoint approach.

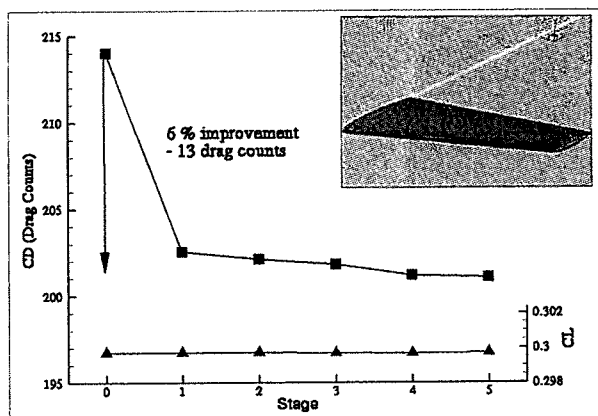


Figure 1: Design of the twist law of the ONERA M6 wing.

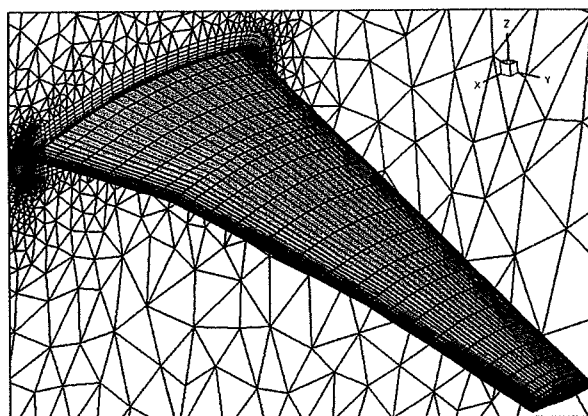


Figure 2: Mesh around a A340-300 like wing (Coarse level).

Weiteres Vorgehen: In the present study, the aerodynamic effects are of main interest. However, the resulting design may be not optimal for other disciplines, like the structure. The next step would be to perform a multi-disciplinary optimization by taking into account the structural effects. Such an approach has already been studied at the DLR for an inviscid adjoint, and could be extended on the basis of turbulent flow.

Literatur:

- [1] R.P. Dwight and J. Brezillon "Effect of Various Approximations of the Discrete Adjoint on Gradient-Based Optimization", Proceedings of the 44th Aerospace Meeting and Exhibit, Reno, NV. AIAA-2006-0960, 2006.
- [2] J. Brezillon and R.P. Dwight "Discrete Adjoint of the Navier-Stokes Equations for Aerodynamic Shape Optimization", EUROGEN 2005, Munich, September 2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Bernhard Eisfeld

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3305

Telefax: 0531/295-2320

e-mail :bernhard.eisfeld@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Numerische Simulation aerodynamischer Probleme auf unstrukturierten Netzen mit dem SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell

Ausgangssituation:

Für die numerische Simulation aerodynamischer Probleme der Luftfahrttechnik ist eine geeignete Turbulenzmodellierung von kritischer Bedeutung. Dabei sollen zum einen sehr unterschiedliche Phänomene (Stoßlagen, Ablösegebiete, Wirbel) korrekt erfasst werden, zum anderen müssen die zugehörigen Modellgleichungen für eine industrielle oder industrienähe Anwendung numerisch hinreichend robust und effizient lösbar sein. Aus diesem letzten Grund kommen deshalb vorwiegend sogenannte Wirbelviskositätsmodelle zum Einsatz, die auf einer physikalisch nicht gerechtfertigten Analogie der turbulenten Scheinreibung zur viskosen Reibung eines Newtonschen Fluides beruhen. Dementsprechend zeigen sich immer wieder Defizite in den Vorhersagen. Explizite Algebraische Reynolds-Spannungsmodelle (EARSM) stellen zwar eine Verbesserung hinsichtlich des Grundansatzes dar, liefern aber nur bedingt bessere Ergebnisse.

Die höchste Stufe der RANS-Modellierung stellen sogenannte differentielle Reynolds-Spannungsmodelle dar, bei denen für jede Komponente des Tensors der turbulenten Scheinspannungen eine eigene Transportgleichung gelöst wird und zusätzlich eine weitere Gleichung zur Bestimmung des turbulenten Längenmaßes. Diese stellen jedoch deutlich erhöhte Anforderungen an das verwendete numerische Lösungsverfahren hinsichtlich Effizienz und Robustheit.

Diese Anforderungen wurden mit der Entwicklung und Implementierung des SSG/LRR- ω -Modells in den DLR-Code FLOWer im Rahmen des EU-Projektes FLOMANIA erfüllt. Dabei zeigte sich in zahlreichen nachfolgenden Anwendungen anders als mit Wirbelviskositätsmodellen eine gleich bleibend hohe Ergebnisqualität. Die Effizienz und Robustheit des FLOWer-Lösungsverfahrens konnte dabei bis hin zu komplexen dreidimensionalen Hochauftriebsströmungen im EU-Projekt FLOMANIA gezeigt werden.

Ziel:

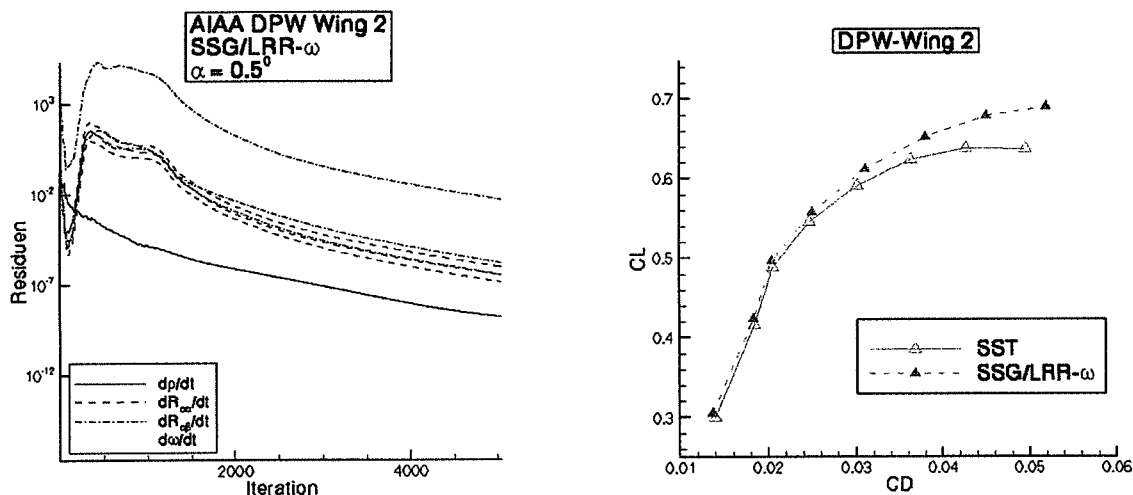
Beim FLOWer-Code handelt es sich um ein blockstrukturiertes Verfahren, bei dem die Netzstruktur auch numerisch vorteilhaft genutzt werden kann. Für komplexe Industrieanwendungen sind jedoch unstrukturierte Verfahren aus Gründen der Netzgenerierung unabdingbar. Deshalb sollte das SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell [1] in den unstrukturierten DLR-TAU-Code implementiert werden. Dabei waren insbesondere die Robustheit und die Effizienz des numerischen Verfahrens sicherzustellen.

Lösungsweg:

In einem umfassenden, systematischen Prozess wurde die gesamte Implementierung differentieller Reynolds-Spannungsmodelle in FLOWer auf TAU übertragen, wobei die Besonderheiten des unstrukturierten Lösungsverfahrens speziell zu berücksichtigen waren. Sowohl für die explizite als auch die implizite Integration der Gleichungen wurden die Turbulenzgleichungen entsprechend der Erfahrungen mit FLOWer linearisiert. Stabilitätsprobleme beim Start von einer initialen, konstanten Lösung ließen sich durch geeignete Limitierung beheben. Weitere Eingriffe in den Lösungsalgorithmus erwiesen sich im Zuge systematischer Tests bislang als nicht erforderlich.

Ergebnis:

Erste Rechnungen für das Profil RAE 2822 bei transsonischer Strömung zeigen die korrekte Übertragung des SSG/LRR-w-Modells auf den DLR-TAU-Code. Rechnungen für den AIAA Drag Prediction Workshop erweisen die Numerik des TAU-Codes zumindest für einfache dreidimensionale Strömungen als effizient und robust und zeigen bei höheren Anstellwinkeln Unterschiede zum SST-Modell.



Konvergenzverlauf und Polare für Wing 2 des AIAA Drag Prediction Workshop.

Literatur:

1. Eisfeld, B., Brodersen, O., Advances Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration, *AIAA-Paper 2005-4727*

weiteres Vorgehen:

Die Anwendbarkeit des SSG/LRR-w-Modells in TAU wird durch systematische Steigerung der Komplexität der Testfälle und ggfs. numerische Anpassungen konsequent erweitert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stephan Enk

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2178

Telefax: 0531/295-2320

Thema: LES Untersuchungen an der ebenen Platte

e-mail stephan.enk@dlr.de

Ausgangssituation: Es wurde ein LES - Verfahren höherer Ordnung und mehrere Feinstrukturmodelle in den strukturierten Strömungslöser FLOWer implementiert. Die räumliche Diskretisierung ist ein 4. Ordnung Padeverfahren und ein Filter 8.Ordnung. Außerdem wurde für den MILES-Ansatz ein modifiziertes AUSM-Verfahren [3] implementiert.

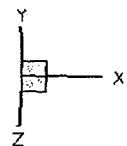
Diese Implementierung ist bis jetzt am Zerfall isotroper Turbulenz validiert worden.

Ziel: Die LES-Verfahren sollen für Strömungen mit Wänden validiert werden. Deshalb wird eine ebene Platte als Testfall für eine einfache Außenströmung verwendet. Außerdem sollen die beiden Ansätze miteinander verglichen werden.

Lösungsweg: Um Punkte und Rechenaufwand zu sparen, wird eine Reskalierungsrandbedingung nach [1] verwendet. Diese Randbedingung ist in [1] für inkompressible Gleichungen formuliert. In [2] sind mehrere unterschiedliche Modifikationen für diese Randbedingung aus der Literatur für kompressible Strömungen angegeben. Bei der Randbedingung nach [1] wird aus einem Schnitt im Feld die Lösung entnommen und über theoretische Beziehungen skaliert und als Eintrittsrandbedingung gesetzt. Die Variablen werden in einen Mittelwert und einen Schwankungswert aufgeteilt. Der Mittelwert und der Schwankungswert werden nach [1] unterschiedlich reskaliert. Nach [2] kann bei kompressiblen Strömungen der Mittelwert langsam wegdriften. Deshalb wird in FLOWer als Mittelwert eine zeitlich konstante RANS-Lösung als Mittelwert verwendet, und es werden nur die Schwankungswerte reskaliert.

Die Rechnungen sollen für drei verschiedenen Feinstrukturmodelle mit dem Verfahren 4. Ordnung und dem MILES-Ansatz durchgeführt werden. Die Ergebnisse sollen mit DNS Ergebnissen von [4] verglichen werden.

Ergebnis: Die Anströmungszahl ist $Ma=0,4$ und $Re=14400$. Das Netz hat $820 \times 132 \times 32$ Zellen mit einer Abmessung von $308 \times 3,58 \times 0,646$ mit 8 als Grenzschichtdicke am Eintritt. Die Simulation läuft im Augenblick. Da man mit einer zweidimensionalen Lösung startet dauert es einige Zeit bis sich eine dreidimensionale turbulente Strömung entwickelt. So kann im Augenblick noch keine Auswertung der Ergebnisse erfolgen. Die Strömung wird dreidimensional, wie man in der Abbildung erkennen kann. Dort ist das X_2 -Kriterium für die Identifikation von Wirbeln zu sehen. Die Wirbel sind in dem Anschnitt der Lösung unregelmäßig und dreidimensional angeordnet.



Literatur:

- [1] T. S. Lund, X. Wu, K. D. Squires: Generation of turbulent inflow data for spatially-developing boundary layer simulations; Journal of Computational Physics, Volume 140, 233-258, 1995
- [2] P. Sagaut, E. Garnier, E. Tromeur, L. Larcheveque, E. Labourasse : AIAA-Journal Volume 42(3), 469-477, 2004
- [3] C. G. Schulz: Grobstruktursimulation turbulenter Freistrahlen; Dissertation, Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen, 1997
- [4] P. R. Spalart : Direct numerical study of a turbulent boundary layer up to $Re_\theta=1410$, Journal of Fluid Mechanics, Volume 187, 61-98, 1988

weiteres Vorgehen:

Berechnung von Profilströmungen mit LES

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: O. Frederich, E. Wassen, F. Thiele

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

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

Telefon: 030 314 24415

Telefax: 030 314 25405

e-mail : frederich@cfd.tu-berlin.de

weitere Partner: M. Jensch, M. Brede, F. Richter, A. Leder, Lehrstuhl Strömungsmechanik, Universität Rostock

Thema: Numerische Simulation der Umströmung eines Zylinderstumpfes mit Endscheibe im Vergleich zu experimentellen Messungen

Ausgangssituation:

Das zeitlich-räumliche Strömungsfeld um einen Zylinderstumpf mit Endscheibe ist durch komplexe Strukturen gekennzeichnet und beinhaltet verschiedene Strömungsphänomene wie Hufeisenwirbel, Ablösung, Nachlauf, Transition, usw., die miteinander in Wechselwirkung stehen. Aus diesem Grund wurde im Rahmen von Projekten, die durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) im Schwerpunktprogramm „Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse“ gefördert werden, eine solche Strömungskonfiguration bei $Re=200.000$ als Grundlage der Untersuchungen ausgewählt. Begleitend zum Experiment mittels LDA und TR-PIV sind hochauflösende Strömungssimulationen durchzuführen. Als Verfahren zur Beschreibung der zeitlich-räumlichen Transportvorgänge in der Strömung kommen dabei aufgrund der vorliegenden Reynoldszahl die Large-Eddy Simulation (LES) sowie der hybride Ansatz Detached-Eddy Simulation (DES) zum Einsatz.

Ziel:

Die Verbindung von numerischen Simulationsergebnissen und experimentell ermittelten Daten für das zeitlich-räumlichen Strömungsfeld um einen Zylinderstumpf, der auf einer Endscheibe positioniert ist, ist dafür vorgesehen, eine kombinierte Datenbasis und einen Testfall für zukünftige Simulationen und Experimente bereitzustellen. Auf dem Weg dazu sind die Analyse eines komplexen räumlichen Strömungsfeldes durch bildgebende Messverfahren zu unterstützen, die Fähigkeiten der numerischen Strömungsvorhersage und der Einfluss des Modellierungsansatzes zu untersuchen.

Lösungsweg:

Das betrachtete Strömungsgebiet wird durch Gebietszerlegung in Blöcke mit strukturierten Gittern unterteilt, die zu einem an die Strömungskonfiguration angepassten LES-fähigen Finite-Volumen-Gitter auf der Basis von Voruntersuchungen führen. Nach Generierung der Zuström- und Randbedingungen wird mit Hilfe der am ISTA verfügbaren Implementierungen von LES mit dem Standard-Smagorinsky-Feinstrukturmodell ohne Wandmodell sowie DES auf Basis des LLR $k-\omega$ Hintergrundmodells die Strömung auf dem identischen Gitter simuliert. Da für die Simulationsrechnungen massiv parallele Computerarchitekturen notwendig sind, erfolgen diese unter Verwendung des IBM pSeries 690 Supercomputer des Höchstleistungsrechenzentrum Nord (HLRN).

Die detaillierte Analyse des zeitlich gemittelten Strömungsfeldes und die Extraktion der dominierenden Strömungsstrukturen bildet die Ausgangsbasis für das Verständnis und die Darstellung der zeitlichen Entwicklung der Strömung. Der quantitative Vergleich von Simulation und Experiment durch geeignete Visualisierungen, wie Geschwindigkeitsprofile, Punktkorrelationen, Wirbelkernlinien usw., hilft hierbei, die Vorhersagequalität und das Potential der jeweiligen Methoden einzuordnen.

STAB

Ergebnis:

Die numerischen Untersuchungen an einem Zylinder mit Durchmesser $D=120\text{mm}$ und einer Länge $L=2D$ bei der Reynoldszahl von $Re_D = 200.000$ führen zur Vorhersage eines hochgradig instationären und dreidimensionalen Wirbelsystems. Die Analyse der Wirbelstrukturen des zeitlich-gemittelten Strömungsfeldes liefert die Erkenntnis, dass die Strömung aus der Superposition verschiedener dominanter Wirbelströmungen zusammengesetzt ist. In Abb. 1 sind instationäre und zeitlich gemittelte Wirbelstrukturen (λ_2 -Isoflächen) dargestellt. Während der instationäre Schnappschuss die Instationarität der Strömung verdeutlicht, ist im letzteren Fall das detektierte Wirbelsystem qualitativ zu erkennen. Die Identifikation der einzelnen topologischen Komponenten (Abb. 1 rechts) und ihre Quantifizierung gelingt durch eine detaillierte Analyse des zeitlich gemittelten Strömungsfeldes.

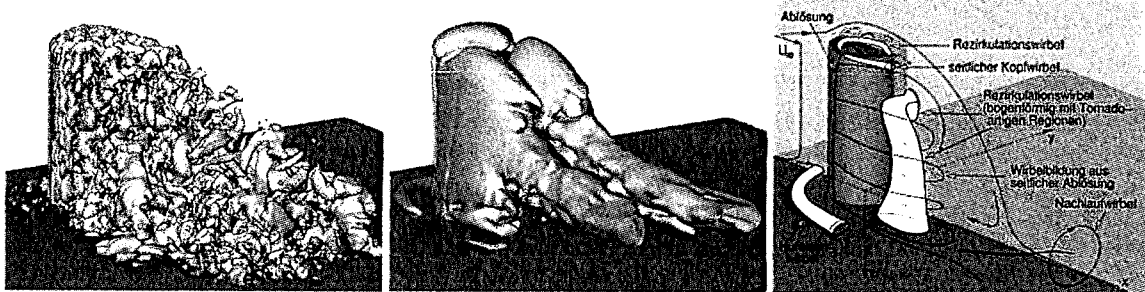


Abbildung 1: Visualisierung von Wirbelstrukturen (λ_2 -Isoflächen) der LES; links: instationäre Momentaufnahme, zentral: zeitlich gemittelt, rechts: topologische Skizze.

Während die Übereinstimmung von Experiment [1] und LES für das Strömungsfeld sowie dessen zeitliche Veränderlichkeit (Abb. 2) sehr gut ist, sagt die DES einen räumlichen kleineren Nachlaufbereich vorher. Bei zu erwartender laminarer Ablösung mit anschließender Transition nahe der Ablösung ergeben sich die Probleme der DES aus der Produktion von turbulenter Viskosität des RANS-Modells in der anliegenden Grenzschicht, so dass diese teilweise turbulent ist, damit länger anliegt und die Ausdehnung des Nachlaufes reduziert.

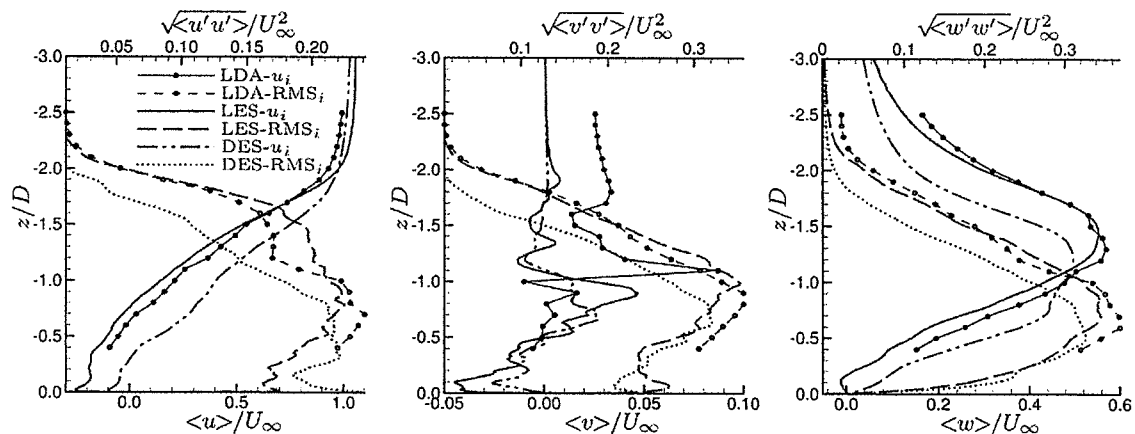


Abbildung 2: Vergleich von Experiment [1] und Simulation: Zeitlich gemittelte Geschwindigkeiten und RMS-Werte entlang einer Linie im Nachlauf $y=0$; $z/D=-1$.

Literatur:

[1] Richter, F.: Experimentelle Untersuchungen zur Charakterisierung der Strömungs- und Turbulenzstrukturen im Nachlauf eines Kreiszylinderstumpfes unter Berücksichtigung der Zentrifugalbeschleunigung, Dissertation, Universität Rostock, 2005, ISBN 3-86582-167-7.

Weiteres Vorgehen:

In naher Zukunft werden detaillierte Analysen des instationären Strömungsfeldes im Vergleich LES und TR-PIV mittels Algorithmen für Strukturextraktion und -verfolgung durchgeführt.

Datum: 05.06.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerical simulation

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

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Anthony Gardner

Telefon: 0551/709-2267

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : tony.gardner@dlr.de

Kai Richter

Telefon: 0551/709-2631

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : kai.richter@dlr.de

Henning Rosemann

Telefon: 0551/709-2260

Telefax: 0551/709-2811

e-mail : henning.rosemann@dlr.de

weitere Partner: DLR-AS-NV, DLR-AE, ONERA

Thema: **Simulation of Oscillating Airfoils and Moving Flaps
Employing the DLR-TAU Unsteady Grid Adaptation**

Ausgangssituation:

The unsteady RANS simulation of the dynamic behavior of even a 2D airfoil is a computationally intensive process for which major simplifications are often accepted, at the expense of accuracy. The use of relatively coarse grids, without grid adaptation is often accepted as necessary, either due to restrictions on the solver time available, due to the large sizes of grids universally refined to capture a dynamic behavior, or due to technical limitations of the solver in modeling moving parts together with grid adaptation. The use of grids which are too coarse is a problem when the gradients in the flow must be modeled accurately, for example in a shock-boundary layer interaction, or where the insufficient resolution or induced dissipation of a coarse grid affects the vortices generated in the modeling of dynamic stall.

Ziel:

The unsteady RANS computations shown here are a demonstration of the use of the TAU grid adaptation for two diverse 2D unsteady cases in which the use of the same grid adaptation method results in both an increase in computational accuracy and a reduction in the number of grid points necessary.

Lösungsweg:

Transonic Airfoil

A transonic airfoil with forced body oscillations and flap oscillations where strong shocks are present requires both the shocks and the wake region to be well resolved. Current investigations are examining the flutter behaviour of a profile in cruise flight ($M = 0.775$) and at the emergency recovery condition ($M = 0.82$). The addition of a flap deployment angle means that for the profile pictured in Fig. 1, up to three strong shocks affect the flow at any given time. The flutter is modelled unsteadily as a stiff oscillation of the airfoil, coupled with a prescribed oscillation of the flap. The gapless flap movement of cruise flight is modelled by the deformation of the surface in the unsteady computation. The movement of the wake position relative to the airfoil, and the number and strength of the shocks, mean that savings in

computational time, along with an improvement in accuracy, can be achieved by the use of the TAU unsteady grid adaptation.

Dynamic Stall

Compared to the movement of the transonic airfoil with moving flap described above, the amplitude of the oscillation of a helicopter rotor blade section is much larger. At a typical 2D freestream Mach number of $M = 0.3$ a sinusoidal oscillation of the rigid airfoil with $\alpha = 10^\circ + 10^\circ \sin(\omega^*t)$ causes a flow phenomenon called "Dynamic Stall". For dynamic stall, the flow separates over the leading edge during the upstroke and a strong dynamic stall vortex rolls up (Fig. 2). During the shedding of this vortex, the lift of the airfoil increases considerably compared to the stationary stalled airfoil. Drag and pitching moment also increase in this situation. Shortly below the maximum incidence, lift breaks down dramatically when the dynamic stall vortex passes the trailing edge.

An adequate numerical simulation of such a dynamic stall process makes high demands on the grid characteristics. The grid needs to be very fine in a very large region where the vortex shedding takes place. If the TAU unsteady grid adaptation is used instead, an improvement in accuracy can be achieved in those areas where it is needed, without the requirement for a generally fine grid. Thus a finer grid can be used in those regions than would otherwise be computationally feasible, leading to an improvement in the accuracy of the dynamic stall simulation, along with a saving in computational time.

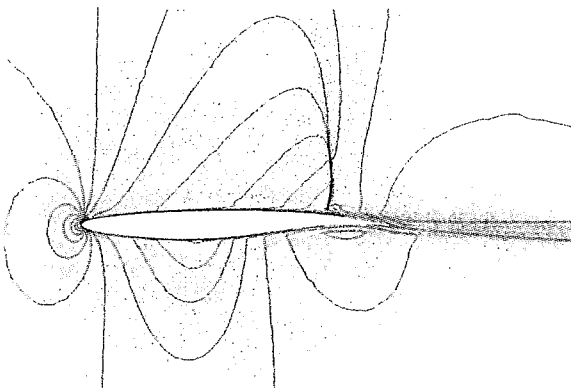


Fig 1. Transonic profile grid after 1205 unsteady adaptation steps with moving flap.

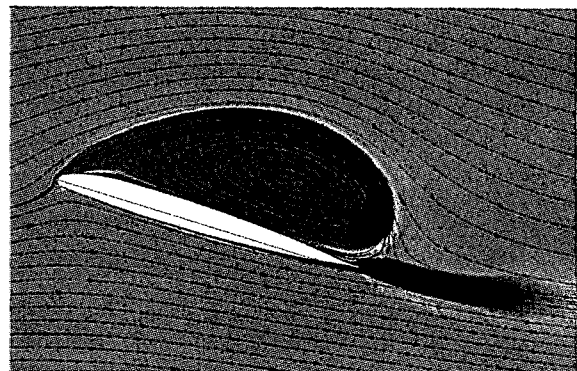


Fig 2. Airfoil section OA209 undergoing dynamic stall at $\alpha = 17.5^\circ$ up-stroke.

weiteres Vorgehen:

The unsteady RANS simulation of these unsteady behaviours is to be used as the basis for the development of databases for the behaviour of the tested profiles. This then allows comparison with experiment, permitting the isolation of aerodynamic effects from the experimental artifacts which are increasingly problematic when such delicate dynamic measurements are undertaken. Additionally, the combination of experiment and direct simulation is being used to extend linearised methods for the computation of dynamic profile behaviour to regimes dominated by large flow structures.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerical simulation

Ansprechpartner: A.D. Gardner [1], M. Jacobs [2], H. Rosemann [1]

Institution: [1] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
[2] DNW-GUK, Göttingen

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Anthony Gardner	Markus Jacobs	Henning Rosemann
Telefon: 0551/709-2267	Telefon: 0551/709-2300	Telefon: 0551/709-2260
Telefax: 0551/709-2811	Telefax: 0551/709-2888	Telefax: 0551/709-2811
e-mail: tony.gardner@dlr.de	e-mail: markus.jacobs@dnw.aero	e-mail : henning.rosemann@dlr.de

weitere Partner: Diehl BGT Defence

Thema: Interference Computations for High Angle of Attack
Supports in the DNW-TWG

Ausgangssituation:

The calculation and correction of sting interference is complicated by its extreme nonlinearity. This is further compounded when models are set at high angles of attack, and the separated flow interacts with the sting. Compensation for sting effects is possible by either experimental or numerical methods. The traditional method of experimentally characterising the sting interference is to use a number of different sting combinations, for instance various combinations of dorsal, ventral and axial stings. This does, however, assume that the sting effect is second-order with respect the general flowfield. For configurations at high angle of attack, ventral stings are impractical due to upwind flow disturbance, and dorsal stings tend to act as a splitter plate, inhibiting the interaction needed for vortex shedding. For high angles of attack, the only realistic sting geometry is an axial sting. With experimental options extremely limited, numerical simulation remains as a fallback position.

Ziel:

A series of numerical experiments were undertaken to characterise the flowfield around the high angle of attack supports available in the DNW-TWG. These were designed to provide an assessment of the acceptable sting length between the model and the sting holder required to minimise sting interference for the TWG 15-degree, 25-degree and 45-degree rolling stings. Calculations were undertaken for Mach numbers of 0.50, 0.90, 1.05 and 1.63, and for model angles of attack between 0° and 55°.

Lösungsweg:

Numerical computation and correction of sting interference effects relies on being able to accurately compute the combined model and sting to be tested. This is possible for cases where the flow is attached, where considerable success has been recorded with RANS, Euler and panel methods. It is, however, more difficult for cases where the flow is dominated by

separated structures. Panel and Euler methods are unsuitable in this case, and steady RANS solutions may not be able to correctly evaluate the mean values of the coefficients. Either unsteady RANS or DES/LES would be better tools for the job, were they not so computationally expensive. Even in cases where a RANS solution is possible, it is not always possible to achieve in a timely manner for a complicated model when deciding on the appropriate sting geometry for an experimental test campaign.

Ergebnis:

Although an exact characterisation of the sting interference is impossible without simulating the model of interest, guidelines as to the positioning of models for a specific sting so as to minimise buoyancy effects, or the possibility of wake lifting can be extracted from CFD for a given sting and flow condition, without specific details of a model. This is common practice within the DNW for stings at low angle of attack, but had not yet been undertaken for the TWG high angle of attack stings. The general approach is to extend the connecting rod of the sting until the tip effects of the rod no longer affect the flow at the model mounting position. Contours of Mach number, pressure coefficient and gradient of pressure coefficient, can then be plotted to characterise the order of the sting interference problem, and to keep the model out of those areas where the sting interference is at its worst.

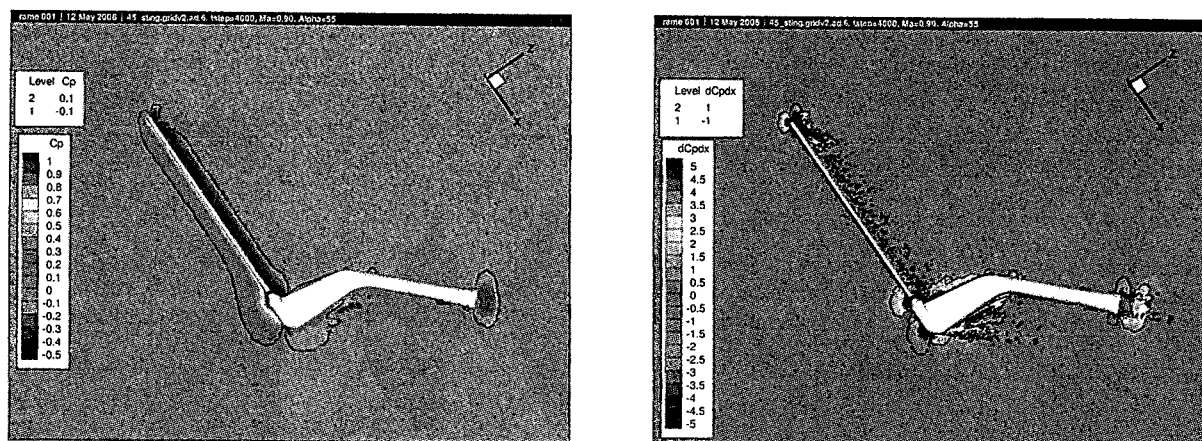


Fig1: Pressure coefficient contours (left) and pressure coefficient gradient contours (right) for the 45-degree TWG rolling sting at 55 degrees angle of attack, Mach 0.90 and Reynolds number of 11 million/m.

weiteres Vorgehen:

This method allows fast decision making as to the correct positioning of a model on the sting. Since the geometry of a sting is much simpler than that of a model, the grid generation and computation of such a solution is relatively fast. The eventual target of this line of investigation is to provide estimates of levels of sting interference before a model is installed in the wind tunnel. This requires the ability to make computations in the often limited time between the freezing of the configuration and the start of testing.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Prof. Dr.rer.nat. Nicolas R. Gauger

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: 0531 / 295 3339
Telefax: 0531 / 295 2914
e-mail: Nicolas.Gauger@dlr.de

weitere Partner: Dr.rer.nat. Andrea Walther (TU Dresden)
Cand.math. Carsten Moldenhauer (TU Dresden)
Dipl.-Ing. Markus Widhalm (DLR)

Thema: Automatic Differentiation of an Entire Design Chain with Applications

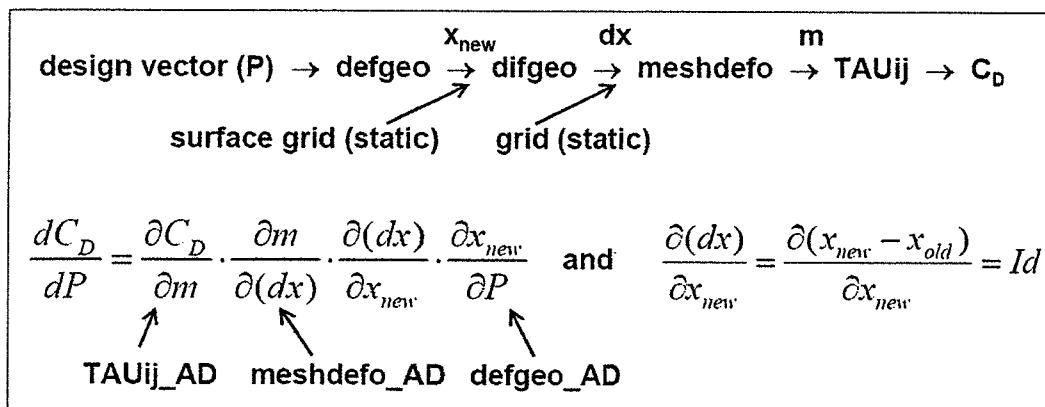
Ausgangssituation:

Es liegt eine numerische Optimierungskette zur aerodynamischen Formoptimierung vor: Diese beinhaltet zunächst eine Parametrisierung (design vector (P)) und einen darauf aufbauenden Geometriegenerator (defgeo). Die Änderungen der Geometrie (difgeo), bezogen auf die Ausgangsgeometrie (surface grid (static)), werden mit Hilfe eines Netzdeformationstools (meshdefo) auf das gesamte Rechennetz übertragen. Für das neue Rechennetz wird mit einer speziellen Version des Löfers TAU [1] die Zielgröße C_D berechnet und an den Optimierer (die Optimierungsstrategie) übergeben.

Ziel:

Um eine gradientenbasierte Optimierung durchführen zu können, sollen die benötigten Sensitivitäten auf effiziente und exakte Weise ermittelt werden können.

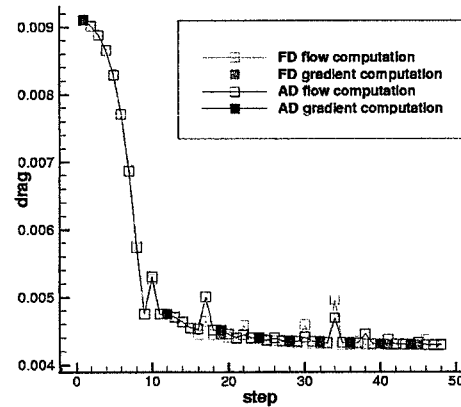
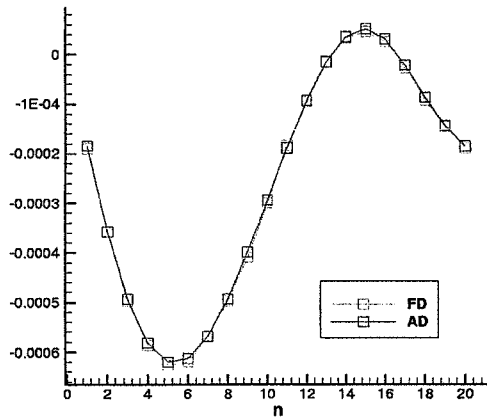
Lösungsweg:



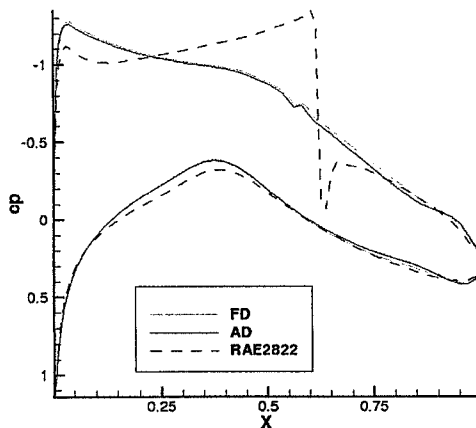
Hierzu wird die gesamte numerische Optimierungskette mit dem AD-Werkzeug ADOL-C [2] (AD – Automatic Differentiation) differenziert. Genauer werden alle Bestandteile der numerischen Optimierungskette einzeln differenziert und die Ableitungen $\frac{dC_D}{dP}$ unter Zusammensetzen der einzelnen Ableitungen nach der Kettenregel erhalten [3]. Sodann werden die so erhaltenen Sensitivitäten in einem Gradientenverfahren genutzt. Zwecks Validierung wurde mit der herkömmlichen Methode der Finiten Differenzen verglichen.

Ergebnis:

Als Testfall wurde die Widerstandsreduktion des transsonischen RAE2822-Profiles bei $Ma=0.73$ und $\alpha=2^\circ$ gewählt. Die Kontrollgleichungen sind die Euler-Gleichungen, so dass das Verschwinden des starken Stoßes erwartet wird. Die Nachfolgenden zwei Bilder zeigen den Vergleich der Sensitivitäten zwischen Finiten Differenzen (FD) und Automatischem Differenzieren (AD) für 20 Hicks-Henne-Parameter sowie die Konvergenzhistorie des Gradientenverfahrens. Im zweiten Bild zeigen ausgefüllte Boxen an, dass Sensitivitäten berechnet werden, die übrigen Punkte gehören zur Liniensuche.



Die letzte Grafik zeigt den Vergleich der Druckverteilungen für die Ausgangsgeometrie (RAE2822) sowie die mit Finiten Differenzen (FD) und Automatischem Differenzieren (AD) erzeugten Optima:



Literatur:

1. R. Heinrich. Implementation and usage of structured algorithms within an unstructured CFD-code. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Vol. 92, 2006.
2. A. Griewank, D. Juedes, and J. Utke. ADOL-C: A package for the automatic differentiation of algorithms written in C/C++. *ACM Trans. Math. Softw.*, Vol. 22, pp. 131-167, 1996.
3. S. Schlenkrich, A. Walther, N.R. Gauger, R. Heinrich. Differentiating fixed point iterations with ADOL-C: Gradient calculation for fluid dynamics. *Proceedings of High Performance Scientific Computing, Hanoi, March 6-10, 2006*, to appear.

Weitere Vorgehensweise:

Der hier zunächst an einfachen 2D Testfällen erfolgreich durchgeführte Ansatz des Differenzierens einer gesamten numerischen Optimierungskette soll für komplexere Anwendungen und Optimierungsketten erprobt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Thomas Gerhold

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: 37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092425

Telefax: 0551 7092416

e-mail: thomas.gerhold@dlr.de

weitere Partner:

Jens Neumann, DLR Institut für Aeroelastik

Thema:

The parallel mesh deformation of the DLR TAU-Code

Ausgangssituation:

One possibility for numerical simulation of the structural response to aerodynamic loads on aircraft is to use the change of the geometry as an input for a grid deformation method in the form of displacements of the surface grid points. Grid deformation is used to adjust the interior grid points according to the displacements such that the grid remains valid, which means that the grid cells are moved and deformed without changing the grid connectivity.

Usually algorithms based on a spring analogy or on linear elasticity are employed. These methods require solving discrete equations on all grid points. As a consequence the computational effort of these methods is non-negligible compared to costs needed for computing the flow solution.

Ziel:

A highly efficient and robust deformation method is needed especially for dynamic aeroelastic applications which require repeating the grid deformation in each time step of the simulation. The TAU-Code is parallelized by domain decomposition using the message passing concept based on MPI such that each process works on one partition of the grid only. In order to employ a grid deformation on the grid partitions distributed over the processes a parallel method is required.

Lösungsweg:

We developed a method which transports the displacement into the interior of unstructured grids by an algebraic approach in a single loop over all grid points, which allow for small and medium size surface displacements by negligible computational effort. In a second stage grid repair takes place needed for cells which have been collapsed in the first stage when displacements became too large. Since the algorithms for the repair stage need usually to be employed for a small fraction of the grid cells only, the computational effort remains small. This method provides a highly efficient alternative approach for grid deformation. The grid deformation has been parallelized to allow for employment on distributed grid partitions.

Ergebnis:

The paper describes the parallel grid deformation method and shows its efficiency and robustness for a generic stand alone grid deformation applied to an aircraft geometry. Further applications are shown in order to demonstrate the grid deformation for dynamic aeroelastic simulations. In the first example an unsteady fluid structure interaction of the AMP-Wing has been simulated for flow conditions in the transonic flutter regime which results in a three

dimensional limit cycle oscillation. Large amplitudes cause wing tip deflections of 12 percent of the wing span, which is shown in picture 1 and 2. The aerodynamic mesh is a hybrid RANS-mesh with 25 semi-structured layers of prisms around the viscous walls and tetrahedrons in the farfield. The surface displacements are several magnitudes larger than the height of the high aspect ratio cells near the wing surface, which require a robust mesh deformation to avoid any failures over all computed cycles.

The second application is for a generic wing/flap geometry in which the structural deformation of the geometry is the response of the aerodynamic loads varying due to the flap deflection. This is shown for one snap shot in time in Figure 3.

The last application is a simulation of a flight manoeuvre of a generic aeroelastic model of an X31 aircraft. During the manoeuvre, unsteady non-symmetric loads on the aircraft lead to a non-symmetric deformation of the structure. This is shown Figure 4.

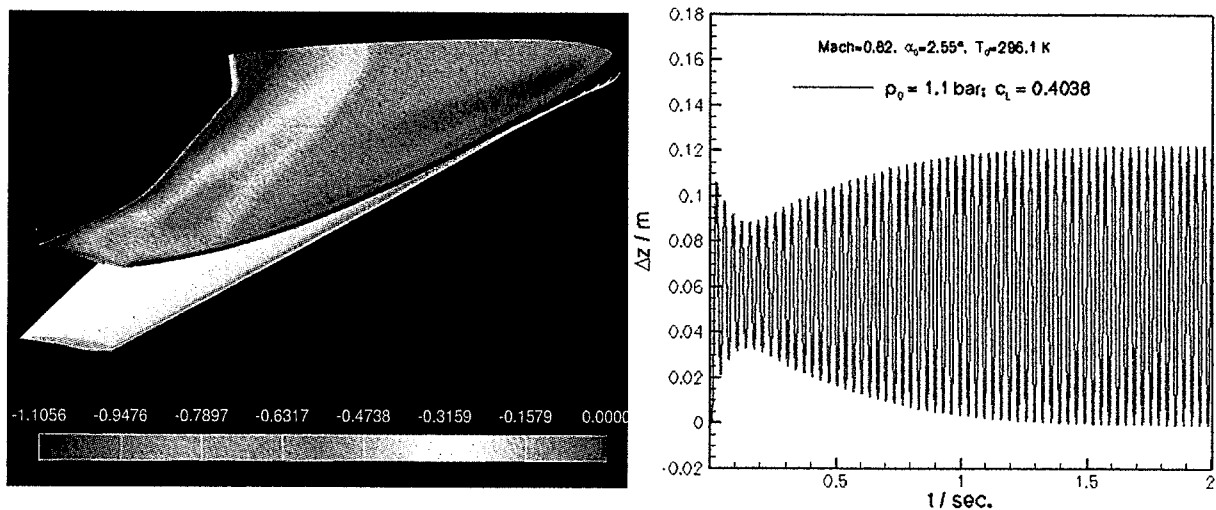


Figure 1 and 2: Wing tip displacement during a three dimensional flutter simulation in the time domain - start from the non-deformed state (AMP-Wing)

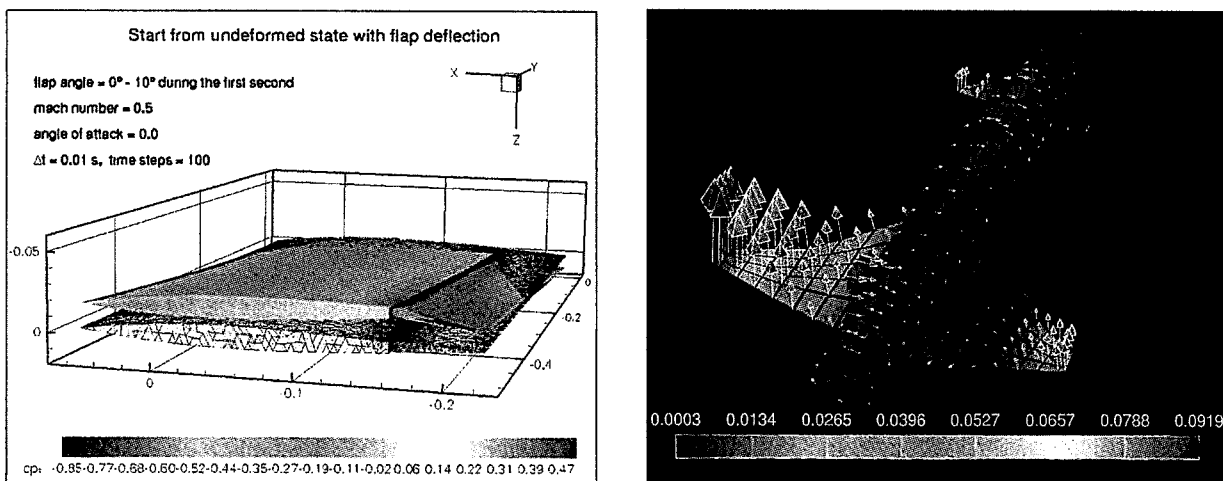


Figure 3 and 4: Deformation of a generic chimera mesh wing-flap configuration (left) and non-symmetric deformation of a generic X-31 wind tunnel model during a manoeuvre (right).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. R. Groll

Institution: Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation
Universität Bremen, Germany
Am Fallturm Telefon: +49 6151 218-4785
D – 28357 Bremen Telefax: +49 6151 218-2521

E-Mail: groll@zarm.uni-bremen.de

Thema: Solid/Wall Interaction Effects on Particle Flows inside Turbulent Shear Layers

Ausgangssituation:

Volume-fraction weighted and Reynolds averaged momentum transport equations are solved in an Euler/Euler approach to simulate numerically the turbulent, dispersed two-phase flow in a two-dimensional channel. The momentum transport equation includes a turbulent diffusion term, which characterizes motions, whose are not resolved by the convective term. This turbulent diffusion depends on the turbulent kinetic energy and the turbulence characterizing Eulerian time scale. Based on "Csanady's Approximation" (Csanady, 1963), the time scale of the dispersed phase is coupled with the turbulent time scale of the continuous phase. This time scale quantifies the diffusion intensity (He and Simonin, 1993) and is influenced by the drag interaction of the particles with the viscous gas phase and inter-particle collisions (Grad, 1949; Jenkins and Richman, 1985).

The Reynolds averaged, volume-fraction weighted momentum transport equations for the continuous and the dispersed phase read:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho^k \bar{\alpha}^k \langle u_i^k \rangle^k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho^k \bar{\alpha}^k \langle u_i^k \rangle^k \langle u_j^k \rangle^k) \\ &= -\bar{\alpha}^k \frac{\partial p^C}{\partial x_i} + \bar{\alpha}^k \frac{\partial \tau_{ij}^k}{\partial x_i} + \rho^k \frac{\bar{\alpha}^k}{\tau_p^k} (\langle u_i^k \rangle^k - \langle u_i^k \rangle^k) + \rho^k \bar{\alpha}^k g_i - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho^k \bar{\alpha}^k \langle u_i^k \rangle^k \langle u_j^k \rangle^k) \end{aligned} \quad (1)$$

where k stands for C (continuous phase) or D (dispersed phase). Following negation notation is used here, i.e. $\bar{C} = D, \bar{D} = C$. The drag force relaxation time scale τ_p^k depends on the particle Reynolds number, based on the velocity difference between the continuous and the dispersed phase (Schiller et al., 1933), see e.g. Crowe et al. (1998). The equation terms are described with the help of an averaging operator $\langle \cdot \rangle^k$ (e.g. Politis, 1989).

$$\langle u_i^k \rangle' = \frac{\alpha' u_i^k}{\alpha'}; u_i^k = \langle u_i^k \rangle' + \{u_i^k\}' \quad (2)$$

The fluctuation of a filtered variable φ is written:

$$\{\varphi\}^k = \varphi - \langle \varphi \rangle^k \quad (3)$$

Ziel:

Based on a k - ϵ -Modell for this turbulent momentum diffusion, which depends on the velocity gradients of the diffusing phase, the characteristic diffusion time scales have to be defined by the velocity correlation and its associated loss rate ϵ_α^k . Using the restitution power π_α^k defining the restitution of velocity variance of the dispersed and the continuous phase (Groll et al, 2005) the analog formulation of additional shear stresses of the continuous phase is found for additional forces induced by the velocity variance inside the dispersed particle flows.

Lösungsweg:

Local equilibrium describes the equivalence of production and loss of turbulent kinetic energy. Neglecting gradients parallel to the wall assuming $\partial/\partial x_1=0$ yields an expression ($i=1, j=2$) for the non-diagonal elements of the Reynolds stress tensor.

$$\varepsilon_\alpha^k = -\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k \frac{\partial \langle u_1^k \rangle^k}{\partial x_2} \Rightarrow -\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k = \frac{(\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k)^2}{\varepsilon_\alpha^k} \frac{\partial \langle u_1^k \rangle^k}{\partial x_2} \quad (4)$$

With the definition of the turbulence structure parameter C_α^k of the phase k

$$C_\alpha^k = -\frac{\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k}{\frac{2}{3}k^k} \Rightarrow -\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k = \frac{\left(\frac{2}{3}C_\alpha^k k^k\right)^2}{\varepsilon_\alpha^k} \frac{\partial \langle u_1^k \rangle^k}{\partial x_2} \Rightarrow \tau_\alpha = \frac{\nu_i}{\frac{2}{3}k^k} = \frac{-\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k}{\frac{2}{3}k^k \frac{\partial \langle u_1^k \rangle^k}{\partial x_2}} = \frac{\frac{2}{3}k^k C_\alpha^k}{\varepsilon_\alpha^k} \quad (5)$$

the turbulent viscosity is calculated using the turbulent kinetic energy k^k , its loss rate and the turbulence structure parameter. Based on the diffusivity definition (Eqn. 5) the turbulent time scale is also defined by these values: With the definition of the restitution power π_α^k , the turbulent viscosity is determined by the turbulent kinetic energy and the restitution power.

$$\pi_\alpha^k = \frac{2}{3} \frac{k^k}{\tau_\alpha^k} = \frac{\varepsilon_\alpha^k}{(C_\alpha^k)^2} \Rightarrow -\langle \{u_1^k\}^k \{u_2^k\}^k \rangle^k = \frac{\left(\frac{2}{3}k^k\right)^2}{\pi_\alpha^k} \Rightarrow \pi_\alpha^k = \frac{2}{3} \frac{k^k}{\tau_\alpha^k} = \frac{\varepsilon_\alpha^k}{(C_\alpha^k)^2} \Rightarrow C_\alpha^k = \sqrt{\frac{\varepsilon_\alpha^k}{\pi_\alpha^k}} \quad (6)$$

The power π_α^k describes the restitution of turbulent shear forces based on the dissipation and structure of turbulence and reduces the turbulent diffusion. Based on this new type of turbulence structure modeling wall shear stress of both phases as turbulence production of continuous phase and velocity correlation of dispersed particle phase are determined. Resulting from this modeling the wall shear stress of the momentum equation

$$\tau_w^k \langle u_1^k \rangle^k = \rho^k \alpha^k \langle u_1^k \rangle^k \kappa \sqrt{C_\alpha^k \cdot \frac{2}{3}k^k / \ln(Ey_+^k)} \quad (7)$$

and the turbulence production at the wall

$$\Pi_w^k = \tau_w^k \langle u_1^k \rangle^k \frac{\partial \langle u_1^k \rangle^k}{\partial x_2} = \rho^k \alpha^k \langle u_1^k \rangle^k \frac{\partial \langle u_1^k \rangle^k}{\partial x_2} \kappa \sqrt{C_\alpha^k \cdot \frac{2}{3}k^k / \ln(Ey_+^k)} \quad (8)$$

are determined in this modified way corresponding to the standard wall law. The turbulence structure parameter of the continuous phase $C_\alpha^C = \sqrt{(\varepsilon_\alpha^C / \pi_\alpha^C)}$ mainly depends on the viscous character of the continuous phase itself. The turbulence structure parameter of the dispersed phase $C_\alpha^D = \sqrt{(\varepsilon_\alpha^D / \pi_\alpha^D)}$ is predicted by collision and crossing trajectories effects.

Ergebnis:

Fig. 1 shows the normalized particle stream-wise mean velocity U^D/U_0^C , its normalized standard deviation values u^D/U_0^C and the normalized standard deviation of the particle velocity magnitude u_{mag}^D/U_0^C .

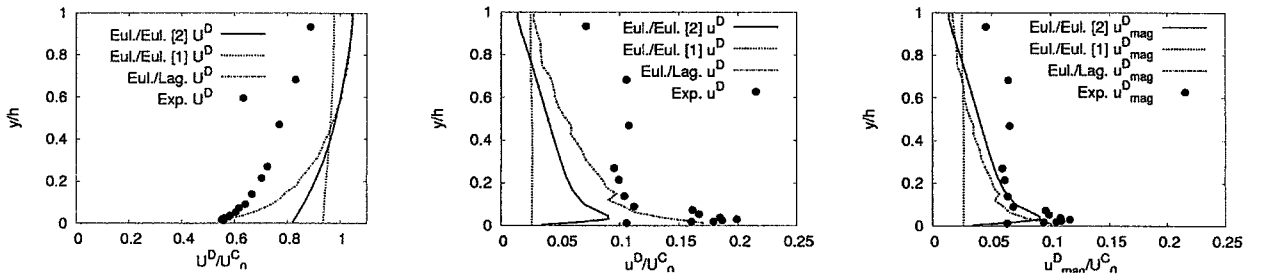


Figure 1: Normalized stream-wise particle mean velocity U^D , normalized stream-wise standard deviation u^D and normalized standard deviation u_{mag}^D of the particle velocity magnitude in the fully developed, particle-laden channel flow [Exp.: Kulick et al., 1994]

Comparing the present model (Eul./Eul. [2]) with a standard particle diffusion model (Eul./Eul. [1]), the velocity and the standard deviation of the velocity magnitude of the present model agree better with the Euler/Lagrangian results (Eul./Lag.). Because of the assumed isotropy of the present model, the standard deviation of the stream-wise particle velocity does not agree as well with the predicted standard deviation of the particle velocity magnitude.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Heinrich, Axel Schwöppe

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952833
Telefax: 0531/2952914
e-mail: :
ralf.heinrich@dlr.de
axel.schwoepppe@dlr.de

Thema: Implementierung und Nutzung strukturierter Algorithmen im unstrukturierten TAU-Code

Ausgangssituation: Unstrukturierte Verfahren zeichnen sich bezüglich der Geometrieabbildung durch ein hohes Maß an Flexibilität aus, so dass Strömungen um Geometrien hoher Komplexität berechnet werden können. In der Regel ist insbesondere bei viskosen Strömungen der Zugewinn an Flexibilität gegenüber strukturierten Verfahren mit ungünstigeren Konvergenzeigenschaften verbunden. Aus diesem Grund werden für zahlreiche Applikationen mit moderater Komplexität nach wie vor strukturierte Verfahren verwendet. CFD-Anwender nutzen daher sowohl strukturierte als auch unstrukturierte Verfahren in ihren Prozessen. Dementsprechend sind für beide Verfahren Prozessketten zu entwickeln und zu pflegen sowie Schulungen durchzuführen. Das DLR entwickelt sowohl ein strukturiertes (FLOWer Code [1]) als auch ein unstrukturiertes (TAU-Code [1]) Verfahren. Auch hier sind Leistungen wie Support, Implementierung von physikalischen Modellen, Verifikation und Validierung für beide Verfahren zu erbringen.

Ziel: Wünschenswert wäre ein CFD-Code, der den drei folgenden Anforderungen genügt und die Vorteile strukturierter und unstrukturierter Verfahren kombiniert:

1. Nutzung aller Vorteile unstrukturierter Verfahren auf hybriden Netzen.
2. Auf block-strukturierten Netzen soll der Code eine mit rein strukturierten Verfahren vergleichbare Effizienz erreichen.
3. Auf gemischt strukturiert-unstrukturierten Netzen sollen im strukturierten Bereich des Netzes die Vorteile strukturierter Verfahren genutzt werden.

Werden diese Anforderungen umgesetzt, hat der Entwickler lediglich ein einziges Programm-System weiter zu entwickeln, zu validieren und zu pflegen. Der Anwender erlernt die Handhabung eines Programm-Systems und kann, ohne das Programm-System zu wechseln, abhängig vom Testfall die Vorteile von unstrukturierter und strukturierter Verfahren nutzen. Dieses würde sowohl auf Entwickler-, wie auch auf Anwenderseite zu einer deutlichen Kostenreduktion führen.

Lösungsweg: Eine Möglichkeit die Nachteile beider Verfahren zu umgehen und die genannten Ziele zu erreichen, ist die Implementierung strukturierter Algorithmen in einem unstrukturierten Code. Auf der Basis der Algorithmik und der Datenstrukturen des DLR TAU-Codes [1] ist daher ein Prototyp (TAUi) entwickelt worden, mit dem die Möglichkeiten gemischt strukturierter-unstrukturierter Algorithmen untersucht wurden [2]. Dieser Prototyp beschränkte sich zunächst auf reibungsfreie zweidimensionale Strömungen. Es wurde beispielsweise in Anlehnung an den strukturierten FLOWer Code [1] das implizite Residuenglätten mit konstanten Koeffizienten sowie die Vergrößerung der Netze für das Mehrgitter Verfahren implementiert. Mit dem Prototypen konnten auf strukturierten Netzen im Vergleich zu FLOWer identische Effizienzen erreicht werden. Durch die Verknüpfung strukturierter Bereiche (in der Nähe fester Wände) und unstrukturierter Bereiche (Verknüpfung zum Fernfeld) konnten im Vergleich zu FLOWer verbesserte Effizienzen erreicht werden. Ermutigt durch den Erfolg des Prototypen wurde mit dem Transfer der entwickelten Techniken vom Prototypen in den zentralen TAU-Code begonnen (TAUi als Option des TAU-Codes), um das Potenzial auch für dreidimensionale, viskose Strömungen nutzen zu können. Zusätzlich zu den dort bereits verfügbaren

STAB

strukturierten Algorithmen wurden weitere hinzugefügt, wie beispielsweise die implizite Glättung mit variablen Koeffizienten, durch die man sich insbesondere bei viskosen Strömungen eine Effizienzsteigerung erhofft. Neben Konvergenzbeschleunigungstechniken wurden auch Algorithmen zur Verbesserung der Genauigkeit und Robustheit implementiert. Dazu zählt die Berechnung der für ein zentrales Schema benötigten künstlichen Dissipation, welche vom FLOWer Code in den TAU-Code übertragen wurde. Bild 1 zeigt erste mit TAUijk erzielte Resultate unter Verwendung der „strukturierten“ Dissipation im Vergleich zu TAU („unstrukturierte“ Dissipation) und FLOWer für eine reibungsfreie transonische Strömung um einen generischen Flügel (LANN-Flügel). Dargestellt werden in einem Schnitt der Druckbeiwert und die Totaldruckverluste, welche insbesondere in subsonischen, reibungsfreien Strömungen ein Maß für die Qualität der numerischen Lösung sind. Es zeigt sich insgesamt ein deutlich reduziertes Maß der Totaldruckverluste vor dem Verdichtungsstoß im Vergleich zu TAU (mit „unstrukturierter“ Dissipation). Ebenfalls deutlich reduziert sind die Schwingungen der Lösung in der Nähe des Verdichtungsstoßes. Die Resultate sind mit FLOWer nahezu identisch.

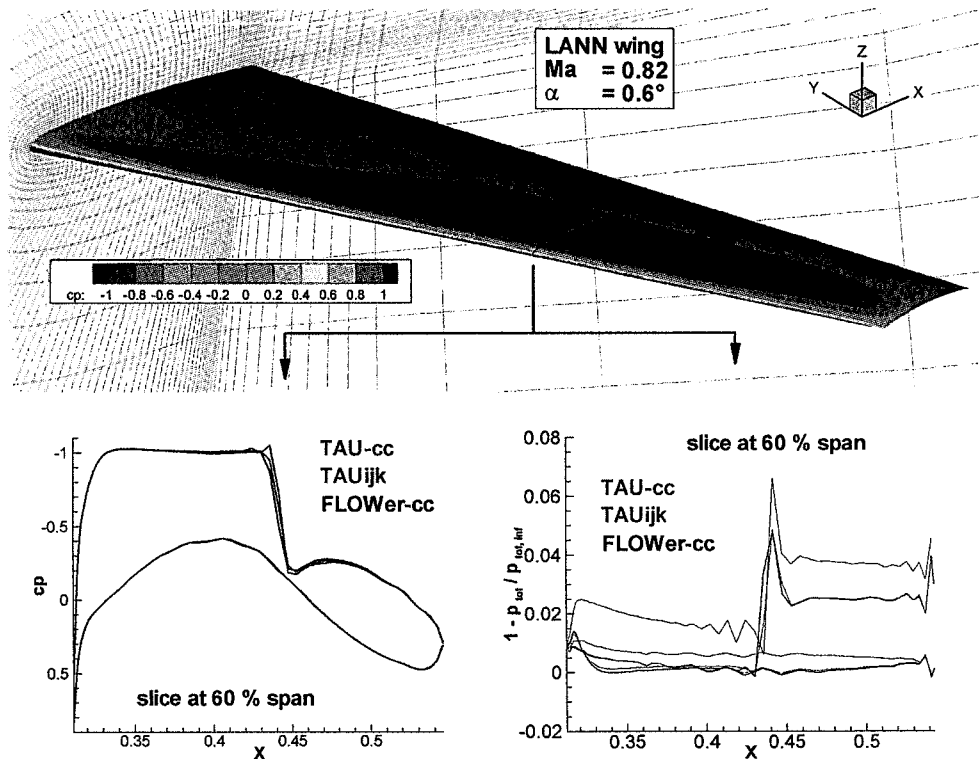


Bild 1: Vergleich der Resultate für den Druckbeiwert (unten links) und Totaldruckverluste (unten rechts) zwischen FLOWer, TAU und TAUijk (jeweils mit cell-centered Metrik gerechnet)

Weiteres Vorgehen: Es werden weitere Algorithmen aus dem FLOWer-Code in TAUijk übertragen. Zu diesen zählt beispielsweise die Matrixdissipation und die Behandlung der zusätzlichen Gleichungen bei Mehrgleichungsturbulenzmodellen. Die bisher implementierten strukturierten Konvergenzbeschleunigungstechniken sollen nun gezielt an dreidimensionalen viskosen Strömungen getestet und verbessert werden, um auch hier eine mit FLOWer identische oder verbesserte Effizienz und Genauigkeit zu erzielen.

Literatur:

- [1] Kroll, N., Rossow, C.-C., Schwaborn, 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

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation / Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Matthias Kaczorowski

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Adresse:

Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709 2281

Telefax: 0551/709 2404

e-mail :Matthias.Kaczorowski@dlr.de

weitere Partner:

Olga Shishkina, Andrei Shishkin, Claus Wagner

Thema:

Entwicklung eines numerischen Verfahrens zur Berechnung turbulenter Konvektion in einer quaderförmigen Zelle

Ausgangssituation:

Grundlage des Vorhabens ist ein DNS-Code zur Berechnung thermischer Konvektion in zylindrischen Behältnissen (Shishkina und Wagner). Dieser basiert auf dem DNS/LES-Code FLOWSI und ist bereits derart erweitert worden, dass freie thermische Konvektion unter der Annahme der Boussinesq-Approximation berechnet werden können.

Ziel:

Kurzfristig: Berechnung turbulenter thermischer Konvektion in einer quaderförmigen Zelle mit periodischen Randbedingungen in Längsrichtung

Mittelfristig: Paralleler DNS-Code zur Berechnung von thermischer Konvektion in einer geschlossenen quaderförmigen Zelle.

Langfristig: Paralleler LES-Code zur Berechnung gemischter Konvektion in einer geschlossenen quaderförmigen Zelle mit Einlass oben rechts und Auslass unten links.

Lösungsweg:

Zunächst wird das existierende Programm in kartesische Koordinaten umgeschrieben und die Randbedingungen der so entstehenden quaderförmigen Geometrie angepasst. An der Zelle mit periodischen Randbedingungen in Längsrichtung werden erste Berechnungen thermischer Konvektion bis $Ra = O(10^8)$ durchgeführt (siehe unten).

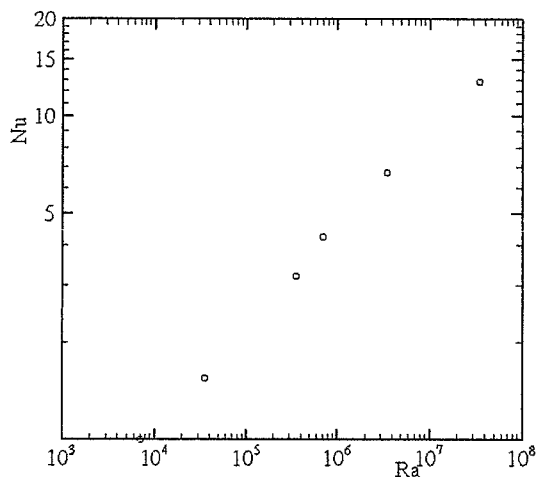
Im folgenden Schritt werden die periodischen Randbedingungen durch Neumann Randbedingungen ersetzt, was zur Folge hat, dass die Druckkorrektur nicht mehr durch eine Fouriertransformation entkoppelt werden kann. Das Gleichungssystem wird daher durch einen Basenwechsel in zwei Koordinatenrichtungen in $N \times M$ linear unabhängige Gleichungen zerlegt, wobei N und M die Anzahl der Punkte in der jeweiligen Richtung definieren. Das Gleichungssystem kann so mit einem Tridiagonallöser bestimmt werden. Dabei sind die für die Entkopplung benötigten Eigenwerte und -vektoren analog zu den Moden der Fouriertransformation. Im gleichen Zug wird das Programm an ein in allen Richtungen nicht-äquidistantes Gitter angepasst (zuvor waren die Gitterabstände in der periodischen Richtung äquidistant).

Um noch größere Probleme (höhere Rayleighzahlen => mehr Gitterpunkte) angehen zukönnen, wird das bisher serielle Programm parallelisiert. Die Annahme der Inkompressibilität führt dazu, dass zur Berechnung der Druckkorrektur jeder Prozessor mit jedem kommunizieren und Daten austauschen muß. Unter der Bedingung, dass die Anzahl der verwendeten Prozessoren I eine Potenz von zwei ist, werden für den Austausch der Daten $I-1$ parallele Kommunikationen benötigt.

Ergebnis:

Periodische Randbedingungen in Längsrichtung:

Alle Simulationen werden mit einem ruhigen Strömungsfeld und der Wärmeleitleitung initialisiert. Um die Konvektion anzuregen, werden zwei kleine Störungen an einem Punkt bzw. entlang einer Linie in das Temperaturfeld eingebracht.

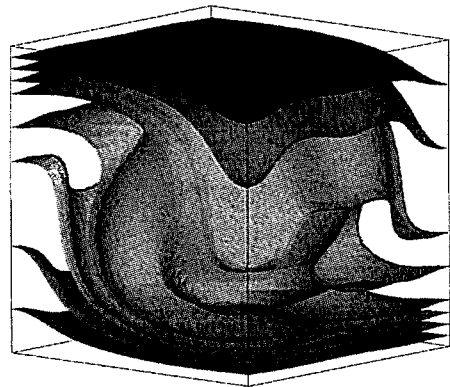


Die nebenstehende Grafik zeigt die Nusselt-Zahl als Funktion der Rayleigh-Zahl vom Einsatz der Konvektion ($O(10^4)$) bis in den turbulenten Bereich ($O(10^8)$) für eine quaderförmige Konvektionszelle mit einem Aspektverhältnis der Querschnittsfläche von $\Gamma = 1$. Der effektive Exponent ergibt für den laminaren Bereich sich zu $\beta \approx 0,297$ und für den turbulenten Bereich zu $\beta \approx 0,284$, was sich in guter Übereinstimmung mit der von Grossmann und Lohse gemachten theoretischen Vorhersage befindet.

Druckkorrektur bei Neumann Randbedingungen in drei Koordinatenrichtungen:

Bei einem ersten Test des neu implementierten Drucklösers mit Neumann Randbedingungen in allen Koordinatenrichtungen wird zunächst ein äquidistantes Gitter mit einer halben Zelle vor der Wand verwendet. Das Strömungsfeld hat nach der Druckkorrektur eine Restdivergenz der Größenordnung $O(10^{-20})$.

Nebenstehende Abbildung zeigt die Isothermen laminarer freier Konvektion bei $Ra = 3,5 \times 10^5$. Deutlich sind die durch die dritte Wand hervorgerufenen 3D-Effekte zu erkennen. Im Vergleich zur unendlich langen Zelle, sind sowohl die Nusseltzahl als auch die Maximalgeschwindigkeiten etwas geringer, was auf den Einfluss der zusätzlichen Wand zurückzuführen ist.



Literatur:

- SHISHKINA UND WAGNER. A fourth order accurate finite volume scheme for numerical simulations of turbulent Rayleigh-Bénard convection in cylindrical containers. *C. R. Mechanique*, **333**:17-28, 2005
- GROSSMANN UND LOHSE. Fluctuations in turbulent Rayleigh-Bénard convection: The role of plumes. *Phys. Fluids*, **16**(12):4462 – 4472, Dezember 2004.
- KRISHNAMURTI. Some further studies on the transition to turbulent convection. *J. Fluid Mech.*, **60**:285 – 303, 1962.

weiteres Vorgehen:

Das Programm wird derart modifiziert, dass auch ein nicht-äquidistantes Gitter verwendet werden kann, so dass alle Wandgrenzschichten entsprechend aufgelöst werden können und die Parallelisierung abgeschlossen.

Abschließend werden die Ergebnisse der freien thermischen Konvektion mit Experimenten unter atmosphärischen Bedingungen als auch unter Hochdruck validiert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. Manuel Keßler

Institution: Institut für Aerodynamik & Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Telefon: 0711/685-63419

Telefax: 0711/685-63438

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

Thema: Discontinuous Galerkin Verfahren auf dem Weg zur Anwendung

Ausgangssituation:

In der Simulation von turbulenten Strömungen bei hoher Reynoldszahl werden in erster Linie seit vielen Jahren bewährte Finite Volumen Verfahren zweiter Ordnung auf strukturierten wie unstrukturierten Gittern eingesetzt. In einigen Fällen, insbesondere bei höherwertiger physikalischer Modellierung (DES, LES) oder in der Aeroakustik, werden jedoch Grenzen sichtbar und wecken den Wunsch nach genaueren Diskretisierungsverfahren. Discontinuous Galerkin (DG) Verfahren gestatten prinzipiell beliebig hohe Ordnungen auf unstrukturierten Gittern und stellen damit eine potenzielle Alternative dar, die insbesondere bei großen Genauigkeiten auch eine Reduktion des Rechenaufwandes mit sich bringt. Zusätzlich sind DG-Verfahren sehr gut parallelisierbar. Für Systeme mit ersten Ableitungen wie die Eulergleichungen ist dabei die Vorgehensweise dabei relativ klar, kommen jedoch Terme zweiter Ordnung wie Reibung und Turbulenzmodelle hinzu, sind noch zahlreiche Fragen offen.

Ziel:

Simulation der turbulenten Umströmung von komplexen Geometrien auf unstrukturierten Gittern mit Discontinuous Galerkin Diskretisierungen hoher Ordnung

Lösungsweg:

DG Verfahren kombinieren Ideen der Finiten Elemente (stückweise polynomiale Ansatzfunktionen) mit solchen der Finiten Volumen (numerische Flussberechnung über Zellgrenzen), um so hohe Ordnung auf unstrukturierten Gittern zu erreichen und gleichzeitig Unstetigkeiten wie an Stößen zu ermöglichen. Einher damit geht eine relativ lokale Einflussumgebung trotz hoher Ordnung und folglich ausgezeichnete Parallelisierungseigenschaften. Für erste Ableitungen ist das Verfahren wohldefiniert, zweite Ableitungen bedürfen jedoch einer eingehenderen Betrachtung, um die zunächst mathematisch undefinierten zweiten Ableitungen über Zellgrenzen auswerten zu können. Dies betrifft sowohl die Reibungsterme bei laminaren Rechnungen wie auch Quellterme in Turbulenzmodellen. Die beiden wesentlichen Möglichkeiten hier sind einerseits eine Umformulierung in ein System nur mit ersten Ableitungen, in dem diese als eigenständige Freiheitsgrade aufgefasst werden, oder andererseits die Definition von „Korrekturtermen“, mit denen die Unstetigkeit an Zellgrenzen lokal in eine Ableitung überführt wird [1,2]. Bei der ersten Variante bezahlt man die klare mathematische Struktur mit enormem Speichermehrbedarf, um die zusätzlichen Freiheitsgrade einzuführen (beispielsweise etwa +250% für $k-\omega$ in 3D), im letzteren Fall erkaufte man sich den gesparten Speicherplatz mit deutlich höherem Rechenaufwand und einigen mathematischen Fragezeichen in der Vorgehensweise.

Ergebnis:

Für technisch relevante Strömungsvorgänge sind reibungsfreie Simulationen zumeist unzureichend, so dass in jedem Fall die Problematik zweiter Ableitungen gegeben ist. Unserer Erfahrung nach ist aus Performancegründen die Abspeicherung der Gradienten vorzuziehen,

solange diese Möglichkeit nicht aus Speichermangel ausscheidet. In unserer momentanen Implementierung [3], die sicher noch nicht optimal ist, ist dies um einen Faktor 2-5 schneller. Abbildung 1 zeigt die wesentlich glattere Lösung beim Übergang auf höhere Ordnung.

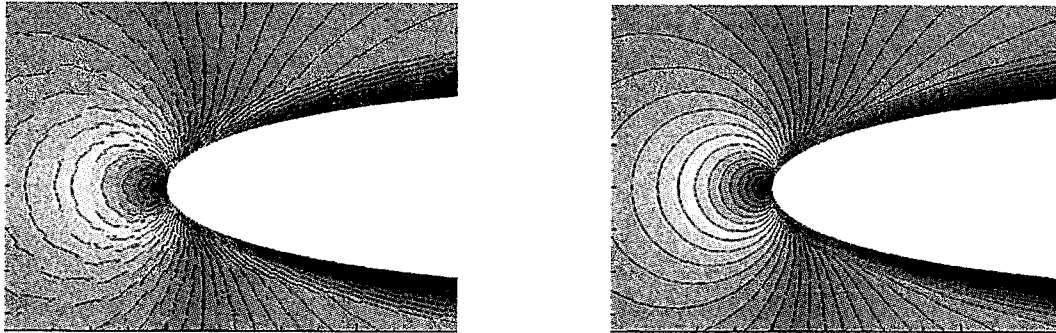


Abbildung 1: Nasenbereich NACA0012 laminar. Links zweite Ordnung, rechts vierte Ordnung

Ganz wesentlich bei hoher Ordnung ist auch die hinreichend glatte Darstellung der Geometrie. Anderenfalls versucht der Löser, an der klassisch polygonal berandeten Wand Physik zu generieren, wie Ablösungen und Turbulenzproduktion. Die in der Realität glatten Oberflächen müssen daher durch krummlinige Randelemente wiedergegeben werden, ansonsten treten grob unphysikalische Phänomene auf. Dies gilt in 2D und 3D gleichermaßen.

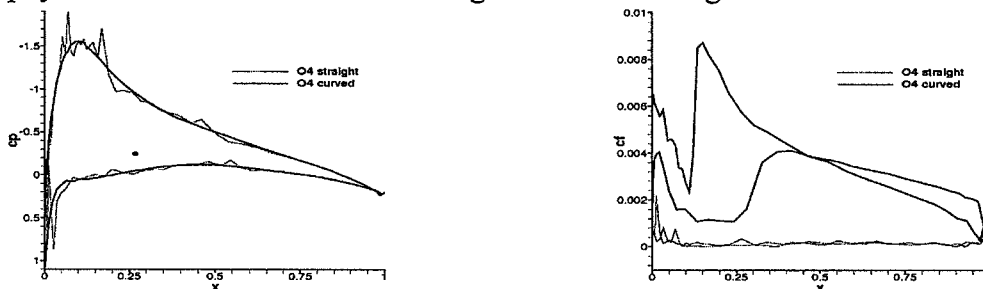
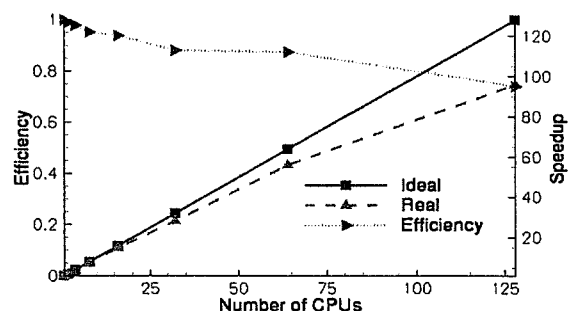


Abbildung 2: c_p - und c_f -Verteilungen am Aerospatiale-A Profil mit geraden und krummlinigen Rändern

Die gute Parallelisierbarkeit konnte auf einem Cluster mit verteiltem Speicher und Infiniband-Interconnect wie erhofft erreicht werden. Ein relativ kleiner Fall mit etwa 100000 Zellen zeigt bei 64 Prozessoren noch eine Effizienz von knapp 90%, erst bei weniger als etwa 1000 Zellen pro CPU fällt diese auf immer noch beachtliche 76%.



Literatur:

- [1] F. Bassi, S. Rebay, *Discontinuous Galerkin solution of the Reynolds averaged Navier-Stokes and $k-\omega$ turbulence model equations*, J. Computers & Fluids 34, S. 507-540, 2005
- [2] B. Cockburn, C. W. Shu, *The local discontinuous Galerkin finite element method for convection-diffusion systems*, SIAM J. Numerical Analysis 35, S. 337-361, 1998
- [3] B. Landmann, M. Keßler, S. Wagner, E. Krämer, *A parallel discontinuous Galerkin code for laminar and turbulent flows*, Euromech Colloquium 467 on Turbulent Flows and Noise Generation, Marseille, Frankreich, 2005

weiteres Vorgehen:

Grundsätzlich sind DG Verfahren geeignet für die Simulation technischer Strömungen. Wichtig für die Nutzbarkeit hoher Ordnung ist eine Repräsentation gekrümmter Oberflächen mit entsprechend krummlinigen Elementen. Forschungsbedarf besteht noch bei der effizienten Darstellung zweiter Ableitungen. Generell ist wegen des großen Rechenaufwandes ein Gewinn gegenüber Finite Volumen Verfahren zweiter Ordnung erst bei hohen Genauigkeitsanforderungen zu erwarten. Wichtigstes Ziel ist daher eine weitere Beschleunigung durch Parallelisierung der impliziten Zeitintegration und deutliche Effizienzsteigerungen der Implementierung.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-709 2557

Telefax: 0551-709 2416

e-mail: andreas.krumbein@dlr.de

weitere Partner: Institut für Strömungsmechanik (ISM), Technische Universität Braunschweig

Thema:

Navier-Stokes High-Lift Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU Code

The hybrid RANS solver TAU of DLR including a transition prediction module newly developed by ISM was applied to a 2-dimensional three-element high-lift configuration, the A310 take-off configuration^{1,2} consisting of slat, main airfoil and flap defined by the following aerodynamic parameters: $M = 0.221$, $Re = 6.11 \times 10^6$ and $\alpha = 21.40^\circ$. According to Ref. 3, as value for the limiting N-factor of the TS-database method $N_t = 9$ was used. In the experiments⁴ the following transition locations were determined on the upper sides of the slat, $(x_{\text{slat}}^t/c) = 0.15$, and the flap, $(x_{\text{flap}}^t/c) = 0.345$. On the main airfoil upper side the transition location was not measured, but the location of the upper side kink – the point where the slat trailing edge is located when the configuration is undeflected – is useful as a point of orientation, $(x_{\text{main}}^{\text{kink}}/c) = 0.19$. On the lower sides, the transition points were not measured. In the computations, the Spalart-Allmaras one-equation turbulence model⁵ with Edwards modification⁶ was applied.

The computations were started from scratch and were carried out for two different computational grids⁷ exhibiting different grid densities. In the fine grid, the grid resolution was highly increased compared to the coarse grid in streamwise as well as in wall normal direction in the structured parts which resolve the boundary layers. While the coarse grid (grid 1) consists of about 22,000 primary grid points that fine grid (grid 2) has about 122,000 points, Fig. 1. Because in the experiments a laminar separation bubble on the slat upper side caused transition, the computations using grid 2 were intended to resolve the laminar separation bubble and to investigate the impact of the different transition prediction approaches available on the transition locations.

All three different transition prediction approaches which are currently available in the TAU code with transition prediction module were applied: 1.) computation of the laminar boundary-layer (BL) parameters by a laminar BL code & transition prediction using two e^n database-methods for Tollmien-Schlichting (TS) and cross flow (CF) instabilities, 2.) computation of the laminar BL parameters by the laminar BL code & transition prediction using a local linear stability code, and 3.) computation of the laminar BL parameters by the TAU code using the flow solution in the RANS grid & transition prediction using the local linear stability code.

For grid 1, the transition prediction procedure which was started with initial transition points located almost at the upper side trailing edges of the particular elements (on the lower sides, fully laminar flow was assumed up to the trailing edges) was run with a pre-prediction phase of 1000 iteration cycles where the laminar separation points which occur in the RANS grid are used as transition points in order to stabilize the computation. The pre-prediction interval was 20 iteration cycles. Then, the transition prediction iteration was started using a prediction interval of 500 iteration cycles. For prediction approach 3, it was found that the transition location iteration could not converge because the computational grid was not fine enough. After a certain number of iteration steps a transition point on the main element upper side is found located only 5 grid points downstream of the pressure minimum. At a later stage of the computation, due to the upstream influence in the numerical procedure of the RANS solver no fully laminar BL velocity profiles with adverse pressure gradient exist in that area anymore, so that the linear stability code can not detect amplified disturbances which could lead to transition. The results of the prediction approaches 1 & 2 were identical.

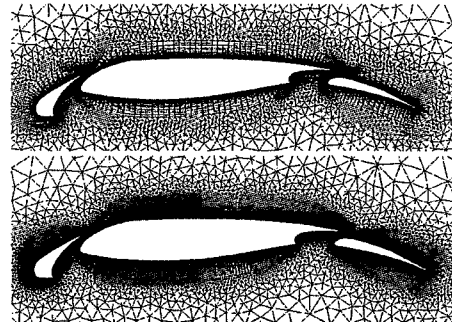


Fig. 1 Computational grids for the A310 take-off configuration, above: coarse grid, below: fine grid

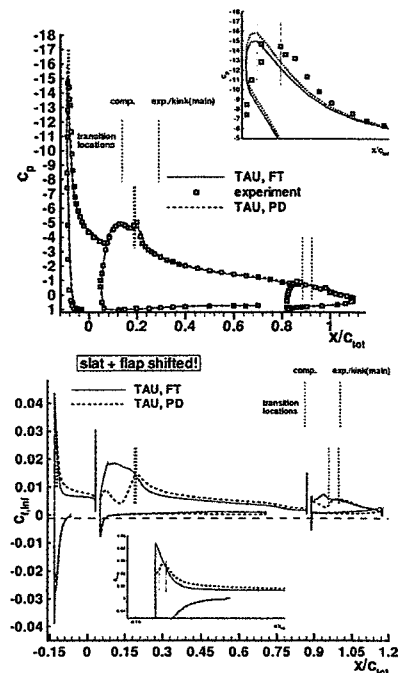


Fig. 2 c_p - and c_f -distributions for the coarse grid

STAB

In Fig. 2, the c_p - and c_f -distributions for grid 1 are shown. As expected, the results from the computations with predicted transition (PD) yield more negative pressure levels on the upper sides of all elements than the fully turbulent (FT) results. This effect is pronounced in the suction peak areas. The comparison of the c_f -distributions clearly shows the transition from laminar to turbulent flow on all elements. On the main wing element transition occurs directly upstream of the kink, on slat and flap upper side the predicted transition points are located upstream of the experimentally determined locations.

Fig. 3 shows the results for grid 2. For grid 2 all three prediction approaches yielded converged results and again the results of the approaches 1 & 2 were identical. For the computations with transition, a separation bubble on the slat upper side was reproduced. For approaches 1 & 2, where the transition point inside the separation bubble was approximated using the laminar separation point from the BL code as transition point, the resulting bubble is of too small extent and strength due to the fact that according to the approximation the turbulence production starts too far upstream, so that the separation bubble can not fully develop. For approach 3, where the stability analysis is carried out inside the laminar separation bubble, the extent and strength of the bubble show a good qualitative agreement with the experimental pressures. The deviations between the computed and the measured pressures on the slat are very probably caused by slight defects in the coordinate transformation from the experimental into the computational coordinate system. Whereas for approaches 1 & 2 the predicted transition location on the slat upper side is not very different from that in grid 1, for approach 3 the measured transition point now was reproduced with excellent accuracy. The transition point on the main wing element is determined downstream of the kink using approaches 1 & 2 and more upstream of the kink than it was the case for grid 1 using approach 3. The interaction between transition and the influence of the kink lead to a relatively strong change in the c_f -distributions from approaches 1 & 2 on the one hand and approach 3 on the other hand in the transition zone. On the flap upper side the transition point resulting from approaches 1 & 2 shows almost the same deviation from the measured value as for grid 1. For approach 3 however a visible downstream shift of the transition point decreasing the gap between computation and experiment occurs. A close inspection of the grid and the velocity profiles in the transition region on the flap upper side, Fig. 4, reveals that the boundary layer is shortly before separation and that the grid is rather coarse. Possibly, a separation existed also on the flap during the experiment which can not be resolved by the cell density in this area of grid 2. Very probably, a finer streamwise grid resolution in this area will lead to a better result and yield an improved prediction of the transition location on the flap.

In Fig. 4, the velocity profiles over the length of the separation bubble on the slat and in the area of the transition point on the flap are shown in a depiction where the scales are stretched independently of each other. The corresponding transition locations are marked.

These results are documenting that the TAU code with the newly developed transition prediction module is capable to be applied to industrially relevant multi-element high-lift airfoil configurations in a fully automatic manner so that no intervention of the user is needed on the one hand. On the other hand, it could be shown that when the computational grid is fine enough transition locations inside laminar separation bubbles can be predicted with high accuracy while the separation bubble itself can reproduced well with respect to its extent and strength. These promising results accomplish the expectations of the developments and give high confidence in the new transition prediction capabilities of the code.

References

1. Dargel, G., Schnieder, H., "GARTEUR AD (AG08) Final Report", GARTEUR High Lift Action Group AD (AG08), TP043, MBB Transport- und Verkehrsflugzeuge, Bremen, 1989
2. Thibert, J. J., "The GARTEUR High Lift Research Programme", AGARD Conference Proceedings 515 - High-Lift System Aerodynamics, 1993, pp. 16-1 - 16-21
3. Arthur, M. T., Dol, H., Krumbein, A., Houdeville, R., Ponsin, J., "Application of Transition Criteria in Navier-Stokes Computations", GARTEUR AD(AG-35), TP-137, 2003
4. Manie, F., Piccin, O., Ray, J.P., "Test Report of the 2D Model M1 in the ONERA F1 Wind Tunnel", GARTEUR AD(AG-08), TP-041, 1989
5. Spalart, P. R., Allmaras, S. R., "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", *La Recherche Aérospatiale*, 1994, n° 1, pp. 5-21
6. Edwards, J.R., Chandra, S., "Comparison of Eddy Viscosity - Transport Turbulence Models for Three-Dimensional, Shock-Separated Flowfields", *AIAA Journal*, Vol.34, No. 4, 1996, pp. 756-763
7. Wild, J., private communications, DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Braunschweig, Germany, Nov. 2003 & Nov. 2005

Datum: 29 June 2006

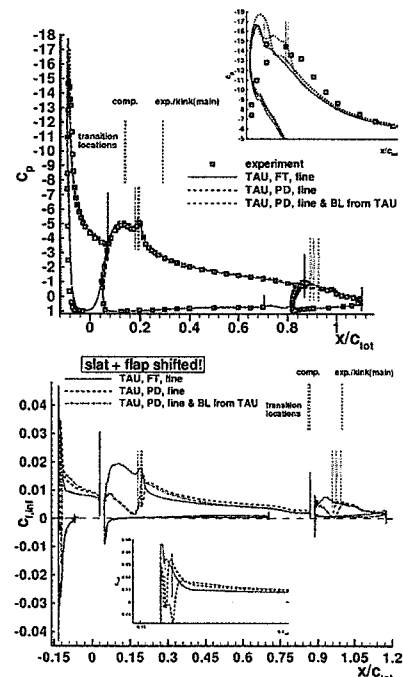


Fig. 3 c_p - and c_f -distributions for the fine grid

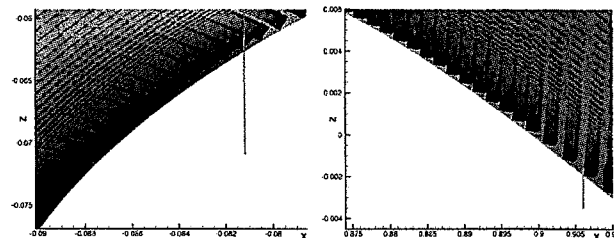


Fig. 4 Velocity profiles in the slat (left) and flap (right) transition regions and corresponding transition locations; scales independently stretched

Mitteilung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. F. Lörcher, Dipl.-Ing. Dipl.-Math. G. Gassner, Prof. Dr. C.-D. Munz

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21; 70569 Stuttgart, Germany
Telefon: 0711 685 63407; Telefax: 0711 685 63438
e-Mail: loercher/gassner/munz@iag.uni-stuttgart.de

Thema: The Space-Time Expansion Discontinuous Galerkin Method

Ausgangssituation:

For the numerical simulation of turbulent, stationary or instationary compressible Navier-Stokes problems using the method of Large Eddy Simulation (LES) or Detached Eddy Simulation (DES), the so-called Discontinuous Galerkin (DG) technique seems to be a promising space discretization, especially on arbitrary unstructured grids. In the last years, some research groups applied the DG scheme to the Navier Stokes Equations, but especially in the instationary case, some improvements on existing schemes are necessary in order to get computationally efficient schemes.

Ziel:

Concipation of a computationally efficient and highly adaptive solver of the instationary compressible Navier-Stokes equations.

Lösungsweg:

In this paper the recently developed space-time expansion discontinuous Galerkin (STE-DG) approach for the two dimensional unsteady compressible Navier-Stokes equations is presented. The base of the scheme is a new weak formulation of the Navier-Stokes equations, where special care of the second order terms is taken.

The spatial polynomial of the DG approach is expanded in time using the so called Cauchy-Kowalewskaya (CK) procedure. With a polynomial of order N in space the CK procedure generates an approximation of order N in time as well yielding a scheme of order $N+1$ in space and time. The locality and the space-time nature of the presented method gives the interesting feature that the time steps may be different in each grid cell. Hence, we drop the common global time steps and propose for a time-accurate solution that any grid cell runs with its own time step determined by the local stability restriction. In spite of the local time steps the scheme is conservative, fully explicit, and as in the DG approach the polynomial order could be chosen arbitrarily, the scheme is theoretically of arbitrary order of accuracy in space and time for transient calculations.

Ergebnis:

A 2-D Navier-Stokes solver using the DG technique has been developed. Features are: Local time stepping, arbitrary meshes including nonconforming nodes, local hp-adaptation in space and time, shock capturing, arbitrary high order in space and time, easy-to-handle boundary treatment, very cost-effective evaluation of viscous terms using a new technique based on the solution of a Riemann problem for the viscous equations. Some validation testcases have been computed with the scheme.

Weiteres Vorgehen:

Extension to 3-D, parallelization, further validation of quality and performance, use of the scheme with LES technique.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. C. Lübon, Dr. M. Kessler

Institution: Institut für Aerodynamik & Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Telefon: 0711/685-69944

Telefax: 0711/685-63438

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

Thema: Räumliche Diskretisierung hoher Ordnung und krummlinige Elemente in einem unstrukturierten dreidimensionalen Discontinuous Galerkin Verfahren

Ausgangssituation:

In der numerischen Simulation gibt es einen Trend zu immer komplexeren Geometrien die sinnvoll nur mit unstrukturierten Gittern berechnet werden können. Man möchte mit dem numerischen Verfahren die Physik möglichst genau wiedergeben, was den Einsatz von moderneren und hochwertigen Modellen nötig macht. Diese Modelle, wie zum Beispiel die *Detached Eddy Simulation* (DES) oder *Large Eddy Simulation* (LES), sind darauf angewiesen, dass wenig numerische Dämpfung vorhanden ist, was schlussendlich ein numerisches Verfahren hoher Ordnung auf unstrukturierten Gittern erforderlich macht. Eine weitere Stärke der Verfahren hoher Ordnung ist die Reduzierung der erforderlichen Rechenleistung. Dies wurde für strukturierte und unstrukturierte Verfahren schon vielfach gezeigt [1][2].

Ziel:

Die Berechnung von komplexen Geometrien mit unstrukturierten Lösern hoher Ordnung, insbesondere die genaue Behandlung der Geometrie durch eine verbesserte Diskretisierung der Ränder mit hoher Ordnung.

Lösungsweg:

Für die Berechnung verwenden wir unseren neu entwickelten unstrukturierten Löser *Stuttgart University Numerical Wind Tunnel* (SUNWinT). Dieser zunächst zweidimensionale Löser wurde auf drei Dimensionen erweitert und verwendet nun als räumliche Diskretisierung Tetraeder und Hexaeder Zellen mit einer Genauigkeit bis zu fünfter Ordnung. Um diese hohe Genauigkeit auch am Rand zu gewährleisten werden dort dreidimensionale krummlinige Elemente verwendet.

Ergebnis:

Die Vorteile und der Zwang bei Verfahren höherer Ordnung eine entsprechende Randdiskretisierung zu verwenden wird anhand einer reibungsfreien Rechnung demonstriert. Die Strömung um eine Kugel bei geringer Machzahl sollte der durch die Potentialtheorie vorhergesagten inkompressiblen Lösung entsprechen. Mit der klassischen, gradkantigen Diskretisierung ist dies nahezu unmöglich. Wie in Abb.1 gezeigt erreicht man mit krummen Rändern recht gute Ergebnisse.

Die höhere Ordnung in Verbindung mit dieser Randdiskretisierung erlaubt es auch bei viskosen Rechnungen recht grobe Netze zu verwenden. Dies wird anhand der Strömung über eine Platte gezeigt und bei der Umströmung der Kugel. Bei der gewählten Reynoldszahl von $Re=150$ stellt sich eine stationäre Strömung mit einer laminaren Ablöseblase ein. Da dieser Fall in der Vergangenheit mehrfach berechnet [3] und oft vermessen [4] wurde, kann gezeigt werden, dass die Grenzschicht bei einer räumlichen Diskretisierungsordnung von fünf nur mit

einer einzigen Zelle in Normalenrichtung mit einem extrem groben Gitter aufgelöst werden kann (Abb. 2).

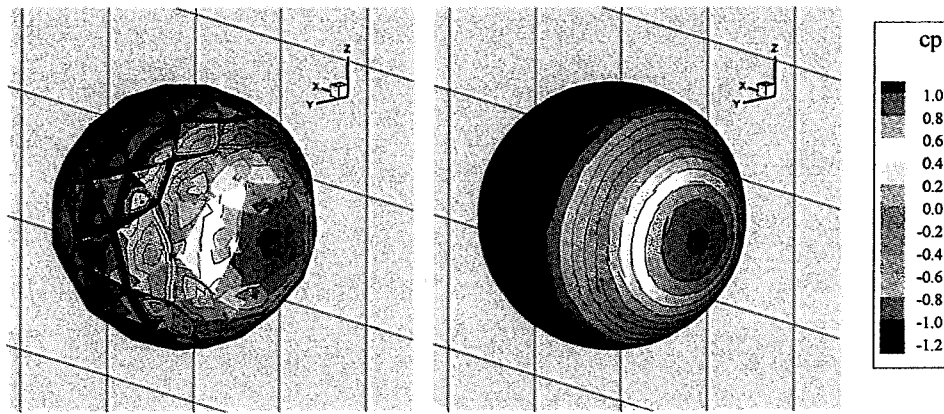


Abbildung 1: Reibungsfreie Kugelumströmung.

Links: Klassische Diskretisierung - Rechts: Randdiskretisierung mit hoher Ordnung

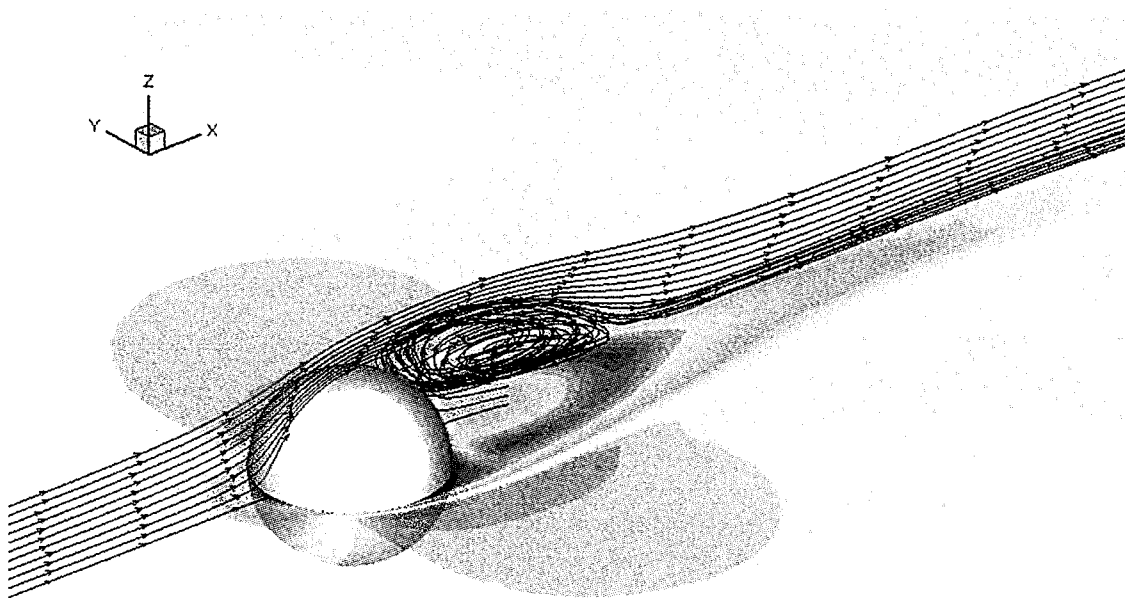


Abbildung 2: Laminare Umströmung einer Kugel mit Diskretisierung höherer Ordnung

Literatur:

- [1] F. Bassi, S. Rebay, *High-Order Accurate Discontinuous Finite Element Solution of the 2D Euler Equations*, J. of Comp. Physics 138, pp 251-285, 1997
- [2] G.-S. Jiang, C.-W. Shu, *Efficient Implementation of Weighted ENO Schemes*, J. of Comp. Physics 126, pp 202-228, 1996
- [3] T. A. Johnson, V. C. Patel, *Flow past a sphere up to a Reynolds number of 300*, J. of Fluid Mech. 378, pp. 19-70, 1999
- [4] J. Magnaudet, M. Rivero, J. Fabre, *Accelerated flows past a rigid sphere or a spherical bubble. Part 1. Steady straining flow*, J. of Fluid Mech. 284, pp. 97-135, 1995

weiteres Vorgehen:

Die bisherigen Untersuchungen zeigen gute Ergebnisse für reibungsfreie und laminare Strömungen. Im weiteren wird die Konvergenzgeschwindigkeit des Verfahrens erhöht indem der bereits implementierte implizite Lösungsansatz modifiziert wird um damit dreidimensionale turbulente Strömungen zu untersuchen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:**Ansprechpartner:** Inga Mahle, Jörn Sesterhenn, Rainer Friedrich**Institution:** TU München**Adresse:** Boltzmannstr. 15
85748 Garching
Germany**Telefon:** 089-289-16179**Telefax:** 089-289-16139**e-mail:** inga.mahle@aer.mw.tum.de**Thema:** DNS of compressible inert and infinitely fast reacting mixing layers

Ausgangssituation: When the convective Mach number increases, there is a large reduction in the thickness growth rate and the turbulent intensities of the mixing layer which has important implications for applications such as scramjet engines. By using a direct relation between the momentum thickness growth rate and the production of the turbulent kinetic energy together with the integrated equations for the Reynolds stress tensor, Vreman et al. (1995) found out that the decrease in pressure fluctuations which led to reduced pressure strain terms is responsible for the changes in growth rate of the compressible mixing layer. Pantano and Sarkar (2002) showed by an analysis based on the wave equation for the pressure fluctuations that the reason for the reduction of the pressure strain terms at high Mach number is a finite time delay in the transmission of pressure strain signals from one point to an adjacent point and that the resultant increase in decorrelation leads to a reduction in the pressure strain correlation.

Ziel: The aim of this work is to investigate and explain the changes of these processes which are caused by heat release due to combustion. In particular, the question has to be clarified whether mean density effects play a role in the reacting mixing layer. They have been excluded to be the dominant mechanism in inert compressible homogeneous shear flow (Sarkar, 1995) but are the reason for the reduction of the pressure strain terms in the inert compressible channel flow (Foysi 2005).

Lösungsweg: Highly resolved DNS of inert and reacting temporally evolving mixing layers at two different convective Mach numbers ($M_c = 0.15$ and $M_c = 0.7$) are performed. For the reacting cases, the hydrogen chemistry is simplified in order to keep the number of additional variables small: The assumption of one global reaction with infinitely fast reaction rates and a constant common Schmidt number for all species allows to relate their mass fraction to a single passive scalar, the mixture fraction Z . In addition to the transport equation of Z , the continuity and the momentum equations, the energy equation is solved to retain a fully compressible formulation. In the reacting cases, one stream of the mixing layer contains oxygen

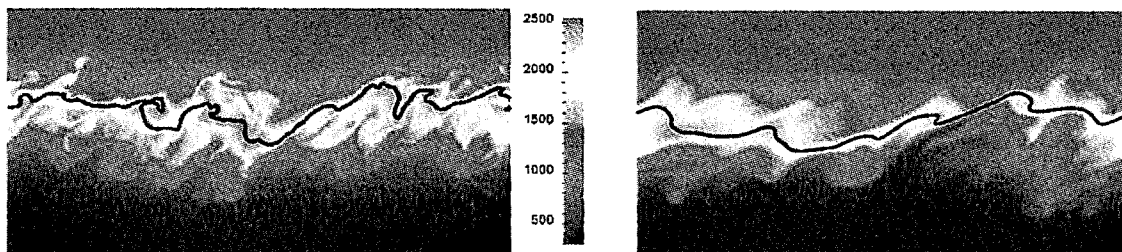


Figure 1: Instantaneous temperature in vertical planes, self-similar state, reacting shear layers at $M_c = 0.15$ (left) and 0.7 (right). The black line represents the flame front ($Z_s = 0.3$).

STAB

and nitrogen and the other hydrogen and nitrogen in a way that the free-stream densities are the same and the stoichiometric mixture fraction is at $Z_s = 0.3$. In the inert cases, pure nitrogen mixes with pure oxygen both of which have a similar molecular weight which results in a nearly constant mean density. All computations achieve a self-similar state with Reynolds numbers based on the instantaneous vorticity thickness between 10000 and 20000.

Ergebnis: Figure 1 shows the damping of turbulent fluctuations by compressibility which results in reduced Reynolds stresses (not shown) and also in changes of the terms in their balance equations. One example is the decrease of the production rate of the streamwise Reynolds stress (Fig. 2) which is the reason for the reduced growth rate of the mixing layer. Heat release leads to a further reduction (Fig. 2). The pressure-strain correlation in the balance equation of the streamwise Reynolds stress is responsible for the transfer of energy to the other components. It is also reduced by both, compressibility and heat release (Fig. 2) which is a consequence of the alterations in the fluctuating pressure field.

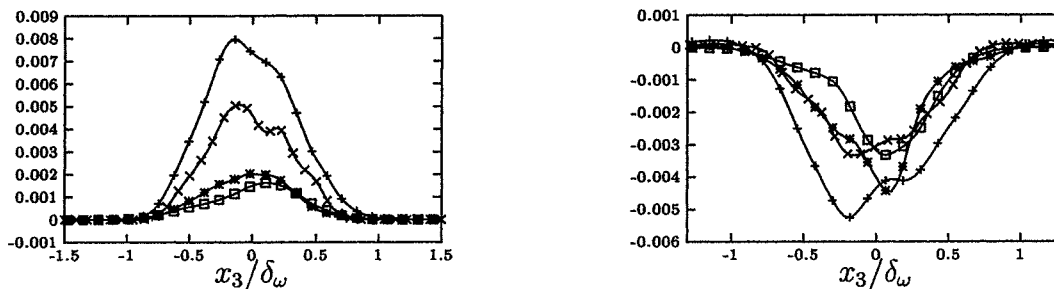


Figure 2: Production (left) and pressure-strain correlation (right) in the streamwise Reynolds stress balance, normalized by $\bar{\rho} \Delta u^3 / \delta_\omega$ for inert and reacting shear layers. Self-similar state. $+$: $M_c = 0.15$, inert, $\times$: $M_c = 0.7$, inert, $*$: $M_c = 0.15$, reacting, $\square$: $M_c = 0.7$, reacting

Literatur:

- Foysi, H. (2005), Transport passiver Skalare in wandgebundener und isotroper kompressibler Turbulenz, *Dissertation, TU München, Fakultät für Maschinenwesen*
- Pantano, P., Sarkar, S. (2002), A study of compressibility effects in the high-speed turbulent shear layer using direct simulation, *J. Fluid Mech.*, vol. 451, pp. 329–371
- Sarkar, S. (1995), The stabilizing effect of compressibility in turbulent shear flow, *J. Fluid Mech.*, vol. 282, pp. 163–186
- Sarkar S. (2002) The high-speed turbulent shear layer, - In: *Variable Density Fluid Turbulence, Fluid Mechanics and its Applications*, vol. 69, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, pp. 235–259
- Vreman, A.W., Sandham, N.D., and Luo, K.H., (1996), Compressible mixing layer growth rate and turbulence characteristics, *J. Fluid Mech.*, vol. 320, pp. 235–258

Weiteres Vorgehen: Using a decomposition of the density fluctuations into acoustic and entropic parts as proposed by Sarkar (2002), most of the density fluctuations of the reacting mixing layer can be attributed to the entropic mode which is in contrast to the inert mixing layer. This will allow us to compute the pressure fluctuations from a Poisson equation rather than a convective wave equation (Pantano & Sarkar, 2002) and lead to a further understanding of their changes by heat release.

Datum: 30.6.2006

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stefan Melber-Wilkending (Stefan.Melber@DLR.de)
Jan Himisch (Jan.Himisch@DLR.de)

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531 / 295 2836 o. 2456
38106 Braunschweig **Telefax:** 0531 / 295 2320

Thema: Numerische Simulation und Analyse des stationären Kreisfluges am Beispiel des Segelflugzeuges SB14

Ausgangssituation:

Die aerodynamische Auslegung eines Segelflugzeuges erfolgt heute primär mit dem Fokus auf die Leistung im Geradeausflug. Betrachtet man aber einen typischen Überlandflug eines Segelflugzeuges, so findet abhängig vom Wetter und dem Pilotenfaktor ein erheblicher Anteil (20-50%) der Flugzeit im Kreisflug zur Gewinnung von Höhe statt.

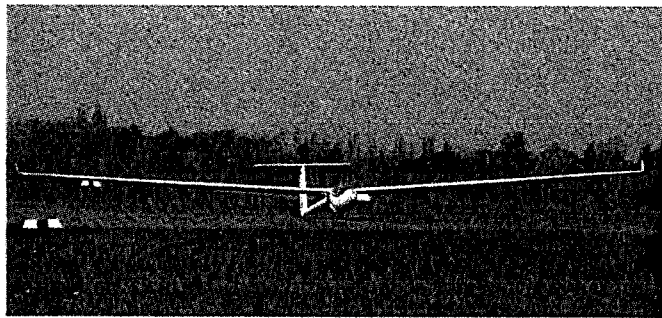


Abbildung 1: Segelflugzeug SB14

Ziel:

Durch die Erweiterung des DLR-TAU-Codes um ein Modul zur Vorhersage der laminar / turbulenten Transition und die Anwendung und Validierung dieses Verfahrens auf ein Segelflugzeug in [1, 2] wurde die Eignung des DLR-TAU-Codes für die aerodynamische Analyse und Auslegung eines Segelflugzeuges gezeigt. Ausgehend von dieser Arbeit soll nun die numerische Simulation eines Segelflugzeuges im Kreisflug erfolgen. Ziel ist dabei die aerodynamische Analyse der auftretenden Phänomene in diesem Flugzustand anhand des Segelflugzeuges SB14 der Akaflieg Braunschweig (Abbildung 1, [3]).

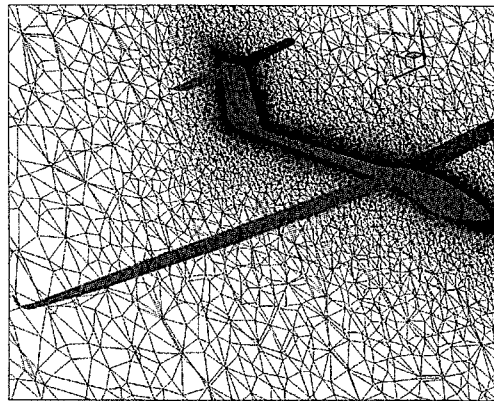


Abbildung 2: Hybrid unstrukturiertes Netz um das Segelflugzeug SB14

Lösungsweg:

Neben dem Flügel mit Winglets liegt das Augenmerk der Untersuchung auf der Leitwerksumströmung. Entsprechend wird in der numerischen Strömungssimulation das komplette Flugzeug einschließlich Leitwerk betrachtet (Abbildung 2). Weiterhin werden alle Ruder am Flugzeug entsprechend dem Kreisflug ausgeschlagen, um eine stationäre Kreisbahn zu erhalten. Um den Berechnungsaufwand zu reduzieren, wurden die notwendigen Ruderausschläge am Flugzeug durch eine Vermessung im Fluge an der SB14 gewonnen, Abbildung 3 und 4.

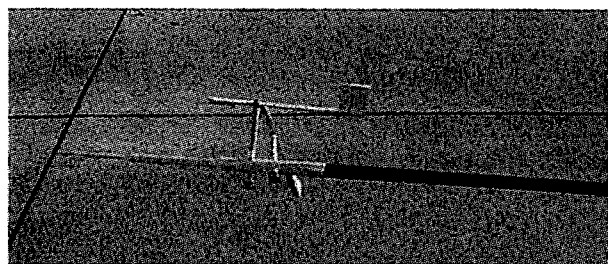


Abbildung 3: Messsonde zur Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel

Die Anströmung im Kreisflug erfolgt aufgrund der Winkelgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Mittelpunktsabstand. In der numerischen Simulation wird dies durch die Nutzung des sog. „Motion Modules“ im TAU-Code berücksichtigt, bei dem beliebige Bewegungen von Netzblöcken vorgegeben werden können.

Ergebnis:

In Abbildung 5 ist als Beispiel die Auftriebsverteilung des Höhenleitwerks bei einem Kreisflug mit einem Hängewinkel von 45° ohne Schiebeflug am Ort des Haubenfadens dargestellt. Aufgrund des Kreisfluges entsteht in diesem Falle am Leitwerk eine unsymmetrische Anströmung, welche in der gezeigten Druckverteilung deutlich wird. Entsprechend ist auch in der Auftriebsverteilung, speziell im Bereich des Anschlusses zum Seitenleitwerk eine Unsymmetrie zu erkennen (Anmerkung: Das Leitwerk erzeugt in diesem Falle Abtrieb). Neben dem Leitwerk wird weiterhin die Umströmung des Flügels, des Rumpfes und der Winglets im Detail untersucht werden.

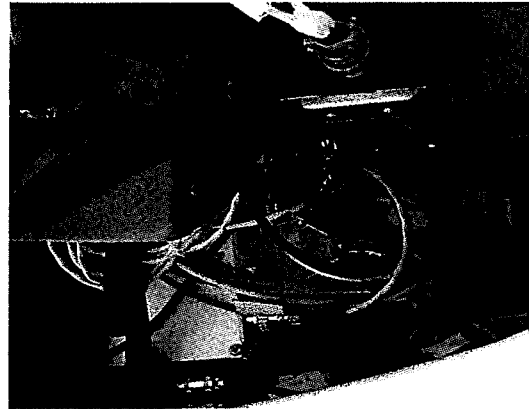


Abbildung 4: Messsystem zur Aufzeichnung der Ruderausschläge und aerodynamischer Parameter.

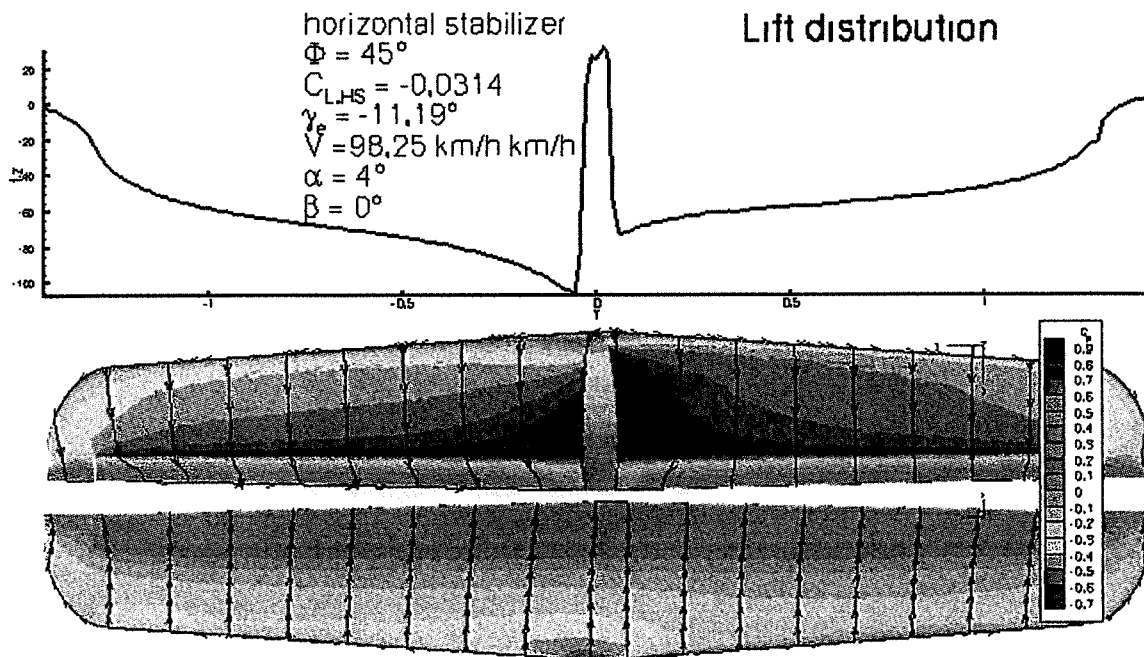


Abbildung 5: Stromlinien, Druck- und Auftriebsverteilung am Höhenleitwerk bei einem Kreisflug.

Literatur:

- [1] Melber-Wilkending, S.; Schrauf, G.; Rakowitz, M.: "Aerodynamic Analysis of Flows with Low Mach- and Reynolds-Number under Consideration and Forecast of Transition on the Example of a Glider.", 14th AG STAB/DGLR Symposium Bremen, 16.-18. November, 2004.
- [2] Himisch, J.: „Überarbeitung und Optimierung des Flügel/Rumpfüberganges an einem Segelflugzeug unter Berücksichtigung der laminar/turbulenten Transition am Beispiel der SB15“, Studienarbeit am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2006.
- [3] Akademische Fliegergruppe Braunschweig e.V.: „Akaflieg Braunschweig, 75 Jahre“, Akaflieg Braunschweig, p. 50-59, 1997.
- [4] Melber-Wilkending, S.; Himisch, J.; Horstmann, K.H.: „Numerical Investigation in the Aerodynamics of Thermaling for a Glider“, 28th OSTIV Kongress / Eskilstuna, Schweden, 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stefan Melber-Wilkending (Stefan.Melber@DLR.de)
Georg Wichmann (Georg.Wichmann@DLR.de)

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531 / 295 2836 o. 2443
38106 Braunschweig **Telefax:** 0531 / 295 2320

Thema: Untersuchungen zur Halbmodellmesstechnik im Windkanal mithilfe des TAU-Codes im DLR Projekt ForMEx

Ausgangssituation:

Zur Auslegung und Leistungsermittlung von Transportflugzeugen trägt der Windkanalversuch nach wie vor den überwiegenden Anteil in der industriellen Flugzeugentwicklung. Dabei wird die zu untersuchende Konfiguration maßstäblich verkleinert und das Strömungsfeld bzw. die aerodynamischen Beiwerte in einem Windkanal vergemessen. Das Ziel der Windkanalsimulation ist die Simulation der Freiflugbedingungen unter Beachtung der Machschen- und Reynoldsschen Ähnlichkeit im Windkanal, um strömungsmechanische Phänomene von Transportflugzeugen erfassen zu können und die Vergleichbarkeit von Experiment und realer Konfiguration zu gewährleisten.

Ziel / Lösungsweg:

Im DLR-Projekt ForMEx (Fortschrittliche Methoden zur Extrapolation von Windkanalergebnissen auf den Freiflug) [1, 2] wird zur Verbesserung der bisherigen Windkanaltechnik die numerische Simulation bzw. Berechnung des Windkanalexperiments unter Berücksichtigung aller geometrischen und aerodynamischen Bedingungen durchgeführt. Hierbei wird auch die Verformung der Modelle und Modellhalterungen durch Strömung / Struktur-Kopplung berücksichtigt. Aus sorgfältigen Vergleichen der experimentellen Ergebnisse des Windkanalversuchs mit den numerischen Ergebnissen des Experiments werden aus den festgestellten Abweichungen die

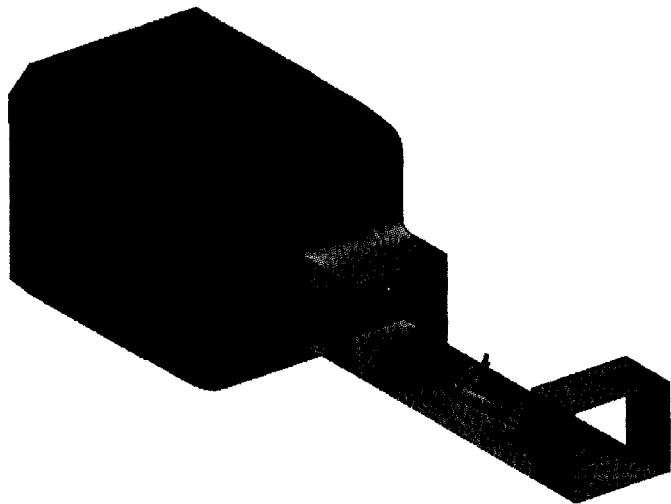


Bild 1: Simulation des Windkanals DNW-NWB und des ALVAST Halbmodells in Hochauftriebskonfiguration mit Peniche

Grenzen bisheriger Korrekturvorschriften bestimmt. Einerseits können die Ergebnisse zur Verbesserung bestehender Windkanal-Korrekturverfahren und genauerer Extrapolation auf den Freiflug dienen, andererseits können systematische Fehler der numerischen Verfahren (z.B. durch unzureichende Turbulenzmodellierung) ausgeglichen werden.

Die Projektarbeiten werden für die Niedergeschwindigkeits-Windkanäle DNW-NWB und DNW-LLF sowie für den transsonischen Windkanal ETW durchgeführt.

Die Anwendungen der Projektergebnisse können beim Vorentwurf von Verkehrsflugzeugen durch Einsparung von Messreihen im Windkanal (z.B. Messungen bei verschiedenen

Reynoldszahlen) zu Einsparungen von Kosten und Entwicklungszeiten führen und damit dazu beitragen, die europäische Luftfahrtindustrie auf dem Weltmarkt konkurrenzfähig zu halten.

Ergebnis:

Als Beispiel für die numerische Simulation des Windkanals DNW-NWB sind in Bild 2 die Auftriebskurven der ALVAST Hochauftriebskonfiguration [3] in Lande-Stellung aus der Messung im Windkanal gezeigt. Die Kurven der numerischen Simulation im Windkanal stimmt dabei gut mit der unkorrigierten Messung, die numerische Simulation des Freifluges gut mit der korrigierten Messung im Windkanal überein.

In Bild 3 ist der Hufeisenwirbel vor dem Peniche am Kanalboden sowohl in der numerischen Simulation als auch im Experiment gezeigt. Auch hier zeigen die numerischen Vorhersagen gute Übereinstimmung mit dem Experiment.

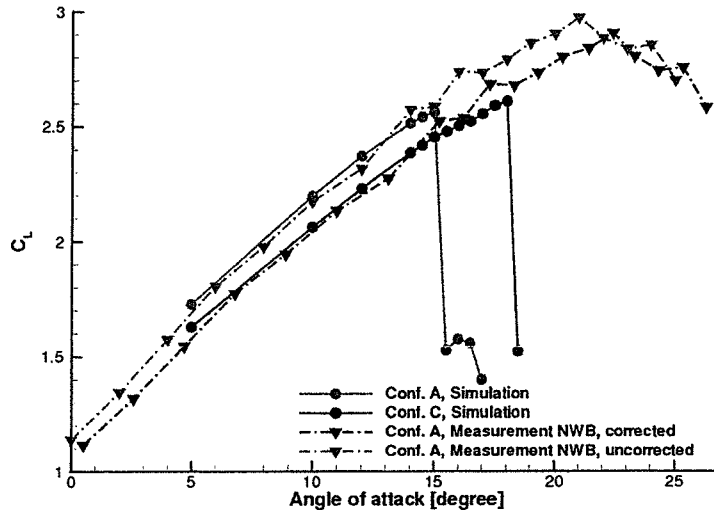


Bild 2: Auftriebskurven der ALVAST Hochauftriebskonfiguration aus Messung und numerischer Simulation.

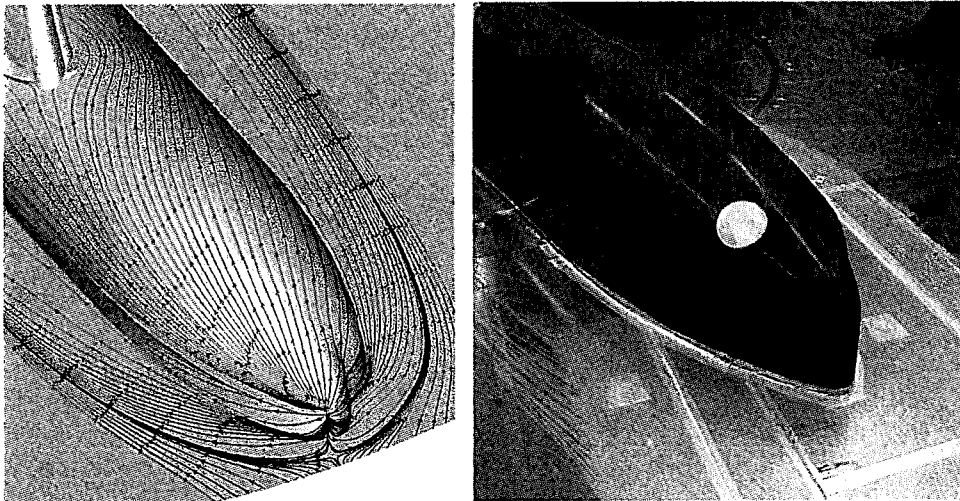


Bild 3: Hufeisenwirbel vor dem Peniche in numerischer Simulation (links) und im Windkanal (rechts).

Literatur:

- [1] Wichmann, G. *The objectives of DLR's FormEx Project*. European Wind tunnel Association (EWA), Initial Joint Workshop, ONERA Toulouse, October 18-20, 2004.
- [2] Wichmann, G. *CFD Supported Wind Tunnel Testing – First Results of DLR Project FormEx* EWA, European Windtunnel Association, 2nd Joint Workshop, Farnborough, March 20 – 21, 2006.
- [3] Kiock, R. *The ALVAST Model of DLR*. DLR IB 129-96/22, 1996.
- [4] Melber-Wilkending, S. *Numerische Untersuchungen zur Aerodynamik von Hochauftriebsystemen an Transportflugzeugen unter Berücksichtigung der Windkanalsimulation*. DLR FV, to be published.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Andreas Michler, Ralf Heinrich

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik,
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: +49 / (0) 531 – 295 3344

Telefax: +49 / (0) 531 – 295 2914

e-mail : andreas.michler@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Trimmung einer teilelastischen Flügel-Höhenleitwerks-Höhenruder-Konfiguration

Ausgangssituation:

Um die Sicherheit und Zuverlässigkeit von Flugzeugen zu gewährleisten, müssen in der Auslegungsphase neben der Umströmung auch die Verformungen des Flugzeuges berücksichtigt werden.

Ferner ist es für einen stabilen Flugzustand notwendig, das Flugzeug zu trimmen, damit der Pilot nicht ständig die Bewegungen des Flugzeuges auszugleichen hat.

Die Lösung des gekoppelten Problems aus Strömungs-, Struktur- und Flugmechanik (Trimmung) ist also bei der Auslegung des Flugzeuges entscheidend.

Ziel:

Ziel dieser Arbeit ist es, anhand einer 3-dimensionalen, symmetrischen, generischen Konfiguration aus elastischem Flügel, starrem Höhenleitwerk und –ruder die Funktionsweise eines Trimm-Algorithmus zu verdeutlichen. Dabei soll die elastische Verformung des Flügels einbezogen werden, um den Unterschied zwischen starrer und teilelastischer Konfiguration zu veranschaulichen. Die Fluid-Struktur-Rechnungen sollen bis zum Erreichen des statischen aeroelastischen Gleichgewichts durchgeführt werden.

Lösungsweg:

Nach einer Definition des Trimmproblems (vgl. [1]) und der für die Konfiguration geltenden Vereinfachungen wird beschrieben, welche Parameter für das Erreichen des getrimmten Flugzustandes variiert werden und auf welche Weise dies geschieht. Ein Newton-Verfahren (vgl. [2]) mit diskretisierter Jacobi-Matrix kommt hierbei zum Einsatz. Die Fluid-Struktur-Kopplung wird mittels eines partitionierten Verfahrens realisiert und auf die Nutzung etablierter Software für die einzelnen Disziplinen zurückgegriffen: Das kommerzielle FE-Programm ANSYS wird für die Lösung der elastostatischen Grundgleichungen eingesetzt; der DLR TAU-Code [3] übernimmt die Lösung der stationären, kompressiblen Euler-Gleichungen. Das Programm ist modular aufgebaut und in der Skriptsprache Python [4] ausgeführt. Die Druckverteilung resultierend aus der Strömungsrechnung wird auf die Struktur-Netzknoten interpoliert und die Strukturverschiebungen auf die Fluid-Netzknoten. Das TAU-Deformationsmodul sorgt für die Deformation des Fluid-Rechennetzes.

Ergebnis:

Eine Flügel-Höhenleitwerks-Konfiguration mit elastischem Flügel und starrem Höhenleitwerk wurde bereits erfolgreich getrimmt. Das CFD-Rechengitter mit Chimera-Überlappungsbereich für eine solche Konfiguration ist in Abbildung 1 dargestellt. Abbildungen 3 und 4 zeigen den Verlauf der Parameterkombinationen für das Newton-Verfahren für eine starre (links) und teilelastische Konfiguration. Das Pfeilende weist auf den jeweiligen Endpunkt des Newton-

Verfahrens hin bei gleichem Startwert (Pfeilursprung). Im Vergleich zur starren Konfiguration besitzt die teilelastische Konfiguration einen höheren nötigen Trimm-Anstellwinkel für den gleichen Auftriebskoeffizienten. Abbildung 2 zeigt verschiedene Flügellagen bzw. -deformationen und deren Druckverteilung nach verschiedenen Kopplungsschritten für die letzte Newton-Iteration (mit $2,15^\circ$ für den Anstellwinkel und $-7,42^\circ$ für den Klappenwinkel).

Es ist beabsichtigt, die Geometrie um ein Höhenruder und evtl. weitere Flugzeugkomponenten bis zum Symposium zu erweitern.

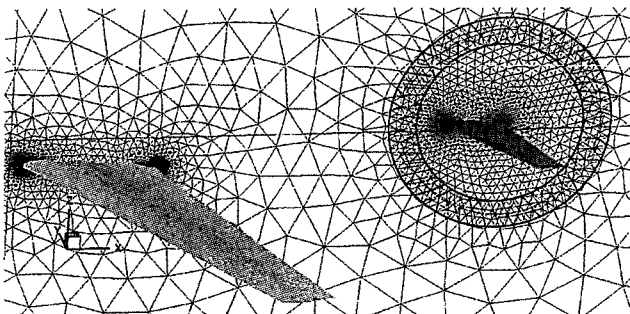


Abbildung 1

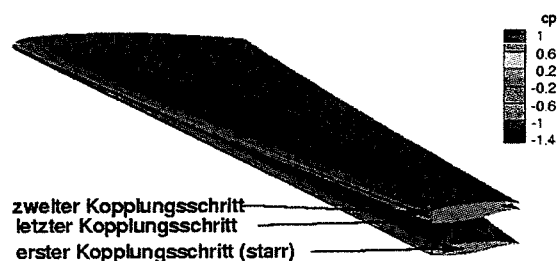


Abbildung 2

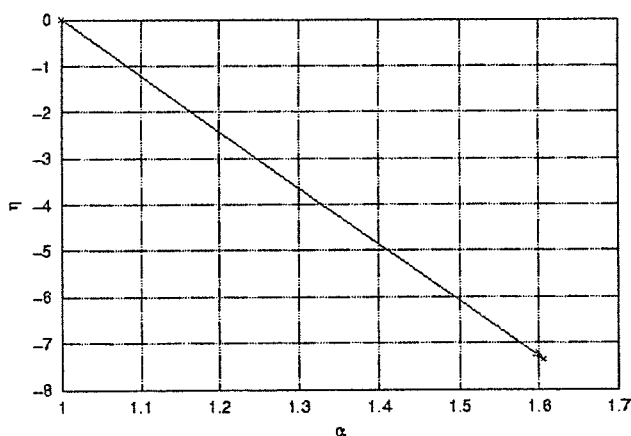


Abbildung 3

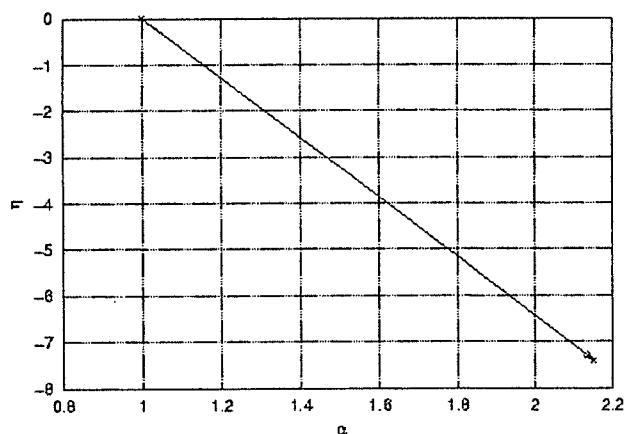


Abbildung 4

Literatur:

- [1] J.D. Anderson. *Introduction to Flight*. 5th edition, McGraw-Hill, 2005
- [2] G. Dahlquist, A. Björck. *Numerical Methods*. Dover Publications, 2003
- [3] T. Gerhold. Overview of the Hybrid RANS Code TAU. In N. Kroll and J.K. Fassbender, editors, *MEGAFLOW - Numerical Simulation for Aircraft Design*, vol. 89 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Springer, 2005
- [4] H.P. Langtangen. *Python Scripting for Computational Science*. 2nd edition, Springer, 2006

weiteres Vorgehen:

Die Komplexität der Geometrie soll durch anderer Flugzeugkomponenten erhöht werden, um letztlich eine realistische flugzeugähnliche Konfiguration zu berechnen. Desweiteren soll der Übergang zu einer realistischen Strömungsbeschreibung durch die Navier-Stokes-Gleichungen vollzogen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner: Regis Sperotto De Quadros, M.Sc.

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt, Germany
Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-6553
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754
E-mail : r.quadros@sla.tu-darmstadt.de

Weitere Partner: Priv.-Doz. Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić, Prof. Dr.-Ing. C. Tropea

Thema: Aerodynamic Optimization of a Blended Wing Body Configuration

Ausgangssituation:

The Blended Wing Body (BWB) is a shape that resembles a flying wing, incorporating some features of a conventional airliner. The futuristic airframe is a merger of efficient high-lift wings and a wide airfoil-shaped body, causing the entire aircraft to generate lift and to minimize drag, thereby increasing fuel economy. In order to develop efficient wing body shapes optimization turns crucial. The methodologies to achieve a desired aerodynamic shape can be divided into two branches: (i) as an inverse method and (ii) as an optimization method. In the inverse method the design is posed in terms of a target pressure distribution which has to be obtained on the surface of a certain shape. The designer must be able to prescribe the desired pressure distribution in such a way that this distribution reflects some required aerodynamic characteristics like lift, drag, pitching moment and boundary layer properties, which determine the aerodynamic performance. In the optimization method, on the other hand, the design problem is assumed as an aerodynamic functional minimization, named objective functional, subject to constraints on its geometric and aerodynamic properties.

Ziel:

The present work develops a technique for aerodynamics optimization based on the elastic membrane technique and Fourier series using the Euler equations

Lösungsweg:

The numerical procedure is based on the solution of the Euler equations which are integrated explicitly using a five-stage Runge-Kutta scheme. Artificial dissipation is introduced using 2-nd and 4-th order terms. The governing equations are here expressed in conservation form and curvilinear coordinates for moving grids. The pressure, assuming a perfect gas, is given by the equation of state and the total energy E and total enthalpy H are, respectively, given by $E = e + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$ and $H = E + \frac{p}{\rho}$, where e is the internal energy. The boundary conditions are of slip wall at BWB surface and of far field far from it: the last is based on the characteristic form of the one dimensional Euler equations normal to the boundaries. As the far field boundary condition assumes zero circulation, the boundaries have to be placed sufficiently far away from the BWB, so the flow field remains undisturbed.

Ergebnis:

Consider the general optimization problem of finding an optimal vector F_c , of dimension N , which minimizes a given aerodynamic function F , that is, $\Psi = \min_{F_c} (F_c, \sigma)$ where σ is the geometric parameters vector which defines the aerodynamic shape. The solution of problem is obtained using the membrane elastic technique based on Fourier Series for a set of two linear equations. To obtain the shape evolution, in the model used, one separates the upper and lower sides of the wing. We employ the Fourier series $\alpha_1 \frac{\partial^2}{\partial s^2} h^u + \alpha_2 \frac{\partial}{\partial s} h^u + \alpha_3 \frac{\partial^2}{\partial r^2} h^u + \alpha_4 \frac{\partial}{\partial r} h^u - \alpha h^u = \Delta c_p$ on the upper side.

The arbitrary globally periodic aerodynamic forcing function, Δc_p , can be represented using the Fourier series expansion by $\Delta c_p = \sum_{m=0}^{m_{\max}} \sum_{n=0}^{n_{\max}} [A_{mn}cs + B_{mn}ss]cr + [C_{mn}cs + D_{mn}ss]sr$ where $cs = \cos(ns)$; $cr = \cos(mr)$; $ss = \sin(ns)$ and $sr = \sin(mr)$. The particular solution to the linear partial differential equations used, can be assumed writing in Fourier series form for the upper side of the wing $h^u(s,r) = \sum_{m=0}^{m_{\max}} \sum_{n=0}^{n_{\max}} [a_{mn}^u cs + b_{mn}^u ss]cr + [c_{mn}^u cs + d_{mn}^u ss]sr$. Since the Fourier coefficients (A_{nn} , B_{nn} , C_{nn} and D_{nn}) of the solution on the upper and lower airfoil contours are different, it can be expected that gaps will form at the leading and trailing edges of the airfoil. These gaps can be closed with appropriate homogeneous solution. Then, on the upper surface of the wing, the y-coordinate correction due to the homogeneous solution is given by $h^u(s,r) = \sum_{m=0}^{m_{\max}} \left[E_m^u e^{-q_m(2\pi-s)} + F_m^u e^{-t_m(2\pi-s)} \right] cr$.

In the following, numerical results for BWB built based on NACA 0012 wing sections are presented. The test results have been carried out on a O-type structured grid which consists of $194 \times 60 \times 30$ cells. It was generated by six sections using the NACA 0012 airfoil. Overall dimensions were: wingspan, 8.7m and length, 7.5m. The first two segments have a length to wide ratio of 0.94 and 0.88 respectively. The position of the outer boundary is around thirty chord lengths away from the wing. For the pressure coefficient, calculated in non-dimensional form, we have at each point $C_p = (p - p_0) / (0.5 \rho V_0^2)$. The pressure lines obtained over the Blended Wing Body for Mach 0.8 are shown for $\alpha = 0^\circ$ in Fig. 1 (left). See that a shock appears over the wing, being symmetric forwing placed at to the free-stream flow direction; the respective C_p value is indicated in Fig. 1 (right) for plane $k = 2$. Note that the numerical tests are carried out for Mach 0.8 and the results are shown to compare favorably with available data found in the literature.

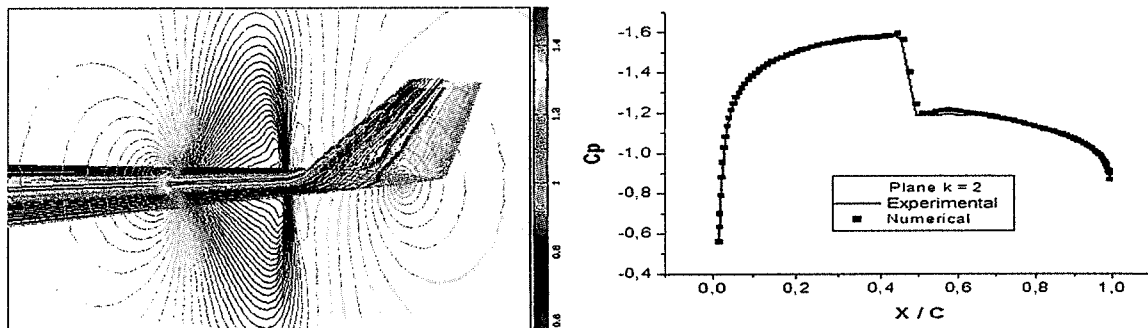


Figure 1: Pressure lines (left) and C_p distribution for $k=2$ (right) over the BWB for Mach = 0.8 and $\alpha = 0^\circ$.

Weiteres Vorgehen:

The mean objectives of this work is to test and validate the model and optimization algorithm against specifically designed experiments that will be conducted at Technique University of Darmstadt as well as with a variety of available experiments from other sources; to analyze the efficiency and vigor of the applied method in different geometries; to accelerate the convergence process using the multigrid technique, pre-condition and paralelization; to make a detailed examination in the separation of the boundary layer to incorporate the effects of plasma actuator using others sources.

References:

- [1] Castro, H.V., (2004): Flying and Handling Qualities of a Fly-by-Wire Blended Wing Body Civil Transport Aircraft. PhD Thesis School of Engineering, Cranfield University.
- [2] De Bortoli, A.L., Quadros, R.S., (2004): Euler Solution for Aerodynamic Inverse Shape Design. International Journal for Numerical Methods in Fluids. 44:197-208.
- [3] De Bortoli, A.L., (2002): Multigrid Based Aerodynamical Simulations for the NACA 0012 Airfoil. Applied Numerical Mathematics, 20:337-349.
- [4] Dulikravich, G., (1995): Shape Inverse and Optimization for Three-dimensional Aerodynamics. AIAA 95-0695.
- [5] Jameson, A., (2005): Efficient Aerodynamic Shape Optimization. Department of Aeronautics and astronautics, Stanford University – Stanford.
- [6] Qin, N., Vavalle, A., LE Moigne, A., Laban, M., Hackett, K. and Weinerfeld P., (2004): Aerodynamic Considerations of Blended Wing Body Aircraft, Progress in Aerospace Sciences, Volume 40:321-343, Issue 6.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Axel Raichle (Axel.Raichle@DLR.de)
Stefan Melber-Wilkending (Stefan.Melber@DLR.de)
Jan Himisch (Jan.Himisch@DLR.de)

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531 / 295 3340 o. 2836 o. 2456
38106 Braunschweig **Telefax:** 0531 / 295 2320

Thema: Entwicklung einer verbesserten Propellerrandbedingung für den TAU-Code und deren Anwendung auf ein Segelflugzeug mit Klapptriebwerk.

Ausgangssituation:

Im TAU-Code wurde eine Propellerrandbedingung implementiert; die stark vom klassischen Modell einer unendlich dünnen Wirkscheibe abweicht [1]. Die Randbedingung existiert in Form einer Scheibe endlicher Dicke, die das Strömungsfeld um einen Propeller nur unzureichend wiedergibt. Durch den endlichen Abstand besteht keine ausreichende Kopplung zwischen Ein- und Auslass und die Strahleinschnürung um den Propeller wird erheblich behindert. Für die Berechnung einer variablen Schubverteilung auf der Scheibe sind Größen erforderlich, die nur für einen Strömungszustand gelten und in der Praxis schwer zu bestimmen sind.

Ziel:

Das Ziel ist die Entwicklung einer verbesserten Propellerrandbedingung in Form einer unendlich dünnen Wirkscheibe. Die Randbedingung soll einen diskontinuierlichen Verlauf der Strömungsgrößen über die Scheibe hinweg ermöglichen und ohne Extrapolation von Strömungsgrößen auskommen. Die Berechnung der Kraftverteilung soll durch den Konstruktionsdatensatz des Propellers in Form aerodynamischer Beiwerte und Geometriedaten anhand von Profilschnitten erfolgen. Die neu entwickelte Randbedingung soll im Vergleich mit einer Propellerrechnung validiert werden, welche auf der kompletten Simulation des Propellers mit der Chimärenteknik beruht. Desweiteren soll die neue Randbedingung an einer realistischen Konfiguration eines Segelflugzeuges angewendet werden (SB14, Akaflieg Braunschweig) und damit sowohl die aerodynamischen Effekte als auch der Momentenhaushalt bei Kraftflug untersucht werden.

Lösungsweg:

Die Modellierung der Wirkscheibe erfolgt als innerer periodischer Rand mit der Identität als Transformation zwischen beiden Hälften. Damit sind die Punkte eines periodischen Paares geometrisch identisch, aber topologisch verschieden. Durch die Vorgabe von zwei Werten an einer Stelle ist das Netz in der Lage, Sprünge physikalischer Größen über die Scheibe hinweg abzubilden. Abbildung 1 zeigt schematisch die Topologie des Randes und Abbildung 2 das Netz mit den dualen Zellen. Je zwei Wandzellen eines periodischen Punktepaares ergänzen sich zu einer geschlossenen inneren Zelle durch die Scheibe. Die Aktualisierung der Werte des ersten Punktes erfolgt durch eine Flussbilanzierung über diese Zelle, die mit beiden inneren Werten gebildet wird. Dadurch entsteht eine Kopplung zwischen beiden Werten, die flusskonservativ ist und ohne Extrapolation auskommt. Die Bestimmung der Werte des zweiten Punktes werden in Abhängigkeit der Werte des ersten Punktes direkt berechnet durch Massen- und Energieerhaltung senkrecht zur Scheibe mittels der Gleichungen der eindimensionalen Gasdynamik. Die Randpunkte der Scheibe werden als innere Punkte behandelt. Für die Berechnung der Kraftverteilung auf der Scheibe wird die Linienkraftverteilung entlang des Propellerblattes mit der Blattelementtheorie ermittelt und durch zeitliche Mittelung über einen Umlauf in Flächenlasten umgerechnet. Diese finden direkt Eingang in die Bilanzgleichungen als externe Kräfte bzw. Leistungen.

Ergebnis:

Die neu entwickelte Propellerrandbedingung liefert sehr gute, konsistente Ergebnisse. Durch die Formulierung als innerer durchlässiger periodischer Rand ist eine flusskonservative Einbindung über eine innere Zelle möglich, die eine scharfe Abbildung von Diskontinuitäten durch Doppeldeutigkeit der Wertepaare erlaubt. Durch die Behandlung als Rand werden diese Diskontinuitäten aber aus dem Innern des Strömungsfeldes eliminiert und deshalb keine Gradienten über die Scheibe hinweg ausgewertet. Dadurch wird die Schärfe nicht durch die Netzfeinheit bestimmt, so wie dies etwa bei Verdichtungsstößen der Fall ist.

Die Randbedingung wurde anhand eines AGARD Testfalls im Vergleich mit einer instationären Rechnung des vollständigen Propellers validiert. Abbildung 3 zeigt die scharfe Auflösung des Drucksprungs über die Scheibe auf einem relativ groben Netz. Die Propellerrandbedingung wurde weiterhin vollständig parallelisiert.

Abbildung 4 zeigt das Segelflugzeug SB14 mit Klapptriebwerk und einem Propeller von 2 m Durchmesser. Mit dieser Konfiguration soll die Funktionalität der implementierten Propellerrandbedingung validiert werden, die aerodynamischen Einflüsse des Propellerstrahls speziell am Leitwerk untersucht und die Beeinflussung des Momentenhaushaltes in Abhängigkeit des Schubes ermittelt. Die Grundlagen zur numerischen Simulation von Segelflugzeugen mit dem TAU-Code wurden dabei in [2] und [3] gelegt.

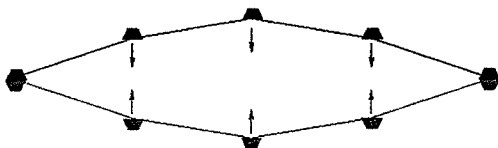


Abbildung 1: Topologie des periodischen Randes.

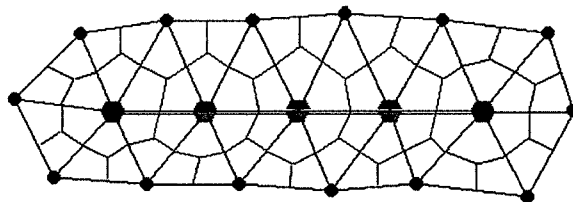


Abbildung 2: Netz und duale Metrik der Wirkscheibe

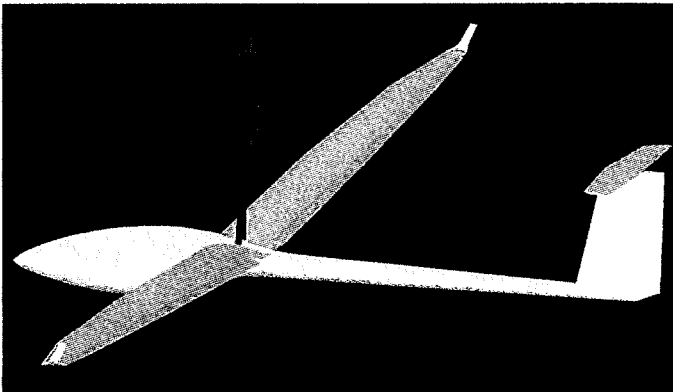
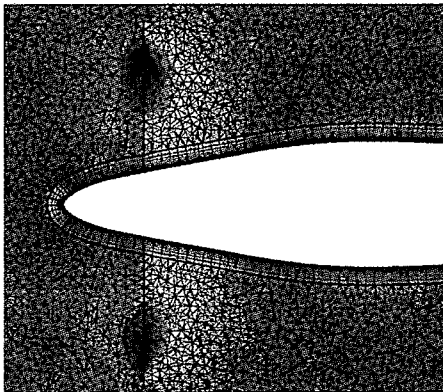


Abbildung 3: Drucksprung am Propeller. Abbildung 4: SB14 mit Propellerantrieb.

Literatur:

- [1] Chaffin, Mark S.: "Navier-Stokes Simulation of a Rotor Using a Distributed Pressure Disk Method", 51st Annual Forum of Helicopter Society, Fort Worth, TX, May 9-11, 1995.
- [2] Melber-Wilkending, S.; Schrauf, G.; Rakowitz, M.: "Aerodynamic Analysis of Flows with Low Mach- and Reynolds-Number under Consideration and Forecast of Transition on the Example of a Glider.", 14th AG STAB/DGLR Symposium Bremen, 16.-18. November, 2004.
- [3] Himisch, J.: „Überarbeitung und Optimierung des Flügel/Rumpfüberganges an einem Segelflugzeug unter Berücksichtigung der laminar/turbulenten Transition am Beispiel der SB15“, Studienarbeit am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken /
Numerische Simulation

Ansprechpartner: Apl. Prof. Dr.-Ing. Ulrich Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/6853432

Telefax: 0711/6853438

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

weitere Partner: Prof. Hasan Güneş, Department of Mechanical Engineering, Istanbul Technical University, Gumussuyu, 80191 Istanbul, Turkey

Thema: Untersuchungen zur Schätzung fehlender Daten auf der Basis von Kriging und POD

Ausgangssituation: Die messtechnische Erfassung eines dreidimensionalen Strömungsfelds ist sehr aufwändig. Verwendet man optische Messverfahren, wie z.B. die Particle-Image Velocimetry (PIV), so wird das Volumen in einzelne Lichtschnitte aufgeteilt, die mehr oder weniger dicht beieinander liegen. Aus der Arbeit von Lang [1] liegen z.B. nur neun wandparallele Schnittebenen vor, weil der Aufwand, diese zu messen, bereits sehr hoch war. Um die in diesen Daten vorhandenen Strömungsfeldstrukturen [2] aber visualisieren zu können, benötigt man typischerweise ein sehr viel feineres Datennetz. Daher entstand der Wunsch, nach einem geeigneten Verfahren zur Schätzung fehlender Daten durch geeignete Interpolation und Extrapolation. Kriging ist eine für die Geostatistik entwickelte Interpolationstechnik, mit der man eine glatte und plausible Datenverteilung aus willkürlich verteilten Messpunkten berechnen kann. Durch Vorgabe eines Varianzmodells kann das Verfahren an verschiedene Erwartungen bzw. Probleme einfach angepasst werden.

Ziel: Unterschiedliche Methoden zur Schätzung fehlender Daten sollen auf vorhandene PIV- und DNS-Datensätze angewandt und miteinander verglichen werden. Ein Ziel ist die Verfeinerung (Interpolation) der Daten auf feinere Gitter. Ein anderes besteht darin, abgeschattete Regionen, die beim Einsatz optischer Verfahren auftreten könnten, mit Strömungsfeldinformation aus der Nachbarschaft oder aus einer zum Problem passenden DNS [3] aufzufüllen.

Lösungsweg:

Zunächst wurden sowohl in den PIV- als auch in den DNS-Daten einzelne Gitterlinien oder rechteckige Regionen ausgeblendet und per Kriging aus den verbliebenen Daten neu berechnet. Anhand von analytischen, zweidimensionalen Testfunktionen wurden Rekonstruktions- bzw. Schätzeigenschaften des Kriging weiter untersucht. Außerdem wurde eine Proper-Orthogonal-Decomposition (POD) mit anschließender reduzierter Darstellung sowohl der PIV-Daten als auch der zugehörigen DNS-Daten durchgeführt. Dem schloss sich eine Projektion der DNS-POD auf vorhandene PIV-Messwerte (unter Zuhilfenahme der Methode der kleinsten Fehlerquadrate, siehe [4]) an, die dazu eingesetzt wurde, nicht vorhandene Messwerte der Wirbelstärke auf einem viel feineren Gitter zu schätzen bzw. bis zur Wand zu extrapolieren, wo keine Messungen durchgeführt werden konnten.

Ergebnis:

Kriging ist bei groben Gittern einer linearen Interpolation eindeutig überlegen. Bei feinen Gittern ist es umgekehrt, da die Ergebnisse einer linearen Interpolation sich kaum vom Kriging unterscheiden, aber wesentlich schneller berechnet werden können. Die Untersuchungen, bei denen rechteckige Gebiete ausgeblendet wurden, zeigen, dass Kriging sehr gute Rekonstruktions- bzw. Schätzeigenschaften aufweist, vergl. Abb. 1. Da man durch zweifaches Anwenden der Kriging-Methode mit leicht verändertem Varianzmodell auch die vorhandenen Messdaten überschreiben kann, ist es möglich Daten auf ein beliebig feines Gitter zu übertragen und dabei zu glätten.

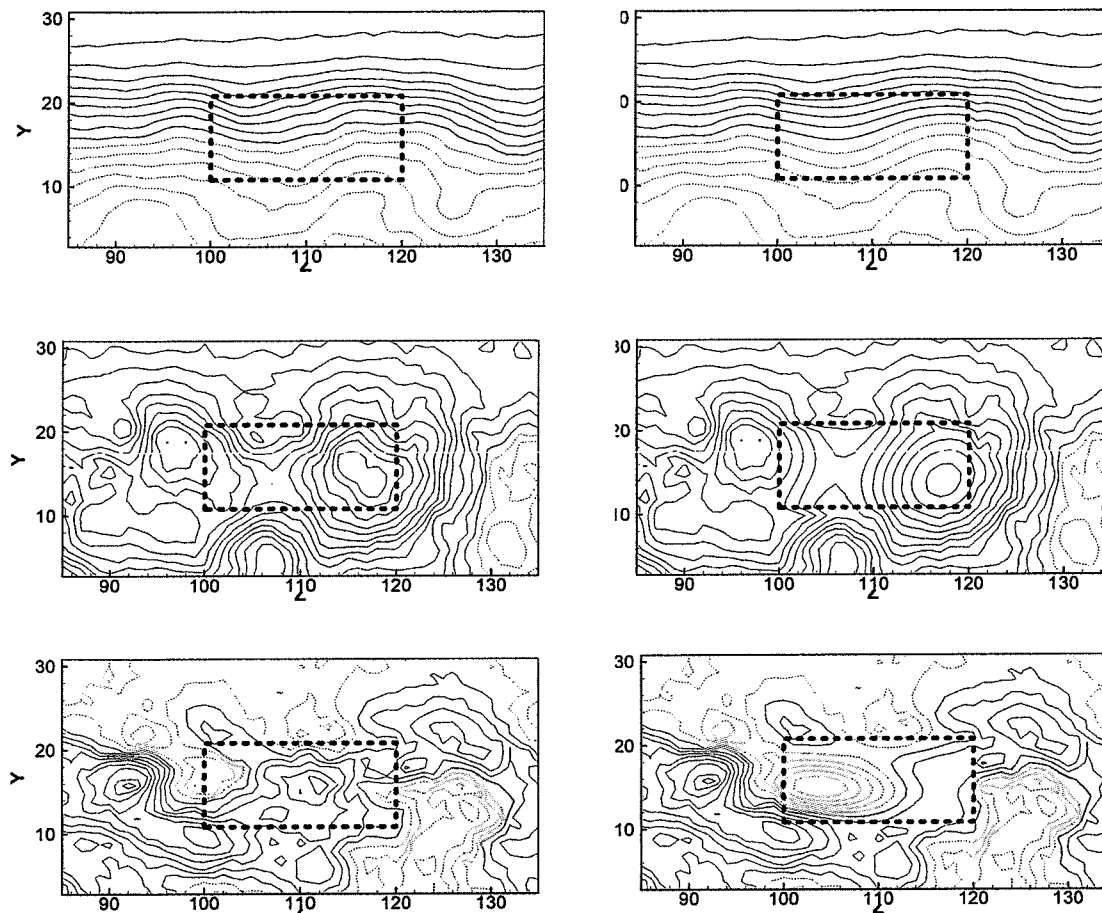


Abbildung 1: Vergleich der im gestrichelten Rechteck per Kriging berechneten Geschwindigkeitsfelder (rechte Spalte) mit den tatsächlich gemessenen Werten (linke Spalte). Von oben nach unten: x -, y - bzw. z -Komponente.

Der direkte Vergleich der u -, v - und w -Komponenten der Geschwindigkeit in Abb. 1 zeigt, dass die ersten beiden im Unterschied zur dritten sehr zuverlässig rekonstruiert werden.

Da die DNS-Daten auf einem wesentlich feineren Gitter vorliegen als die PIV-Daten und zudem weniger Rauschen aufweisen, konnte bei der Projektion der DNS-POD auf PIV-Messwerte ebenfalls ein glattes Feld berechnet werden, das auch Regionen und die dort auftretenden Strukturen, die außerhalb des Messvolumens liegen, mit hoher Zuverlässigkeit abdeckt, trotz Unterschieden in beiden Datensätzen.

Literatur:

1. M. Lang: "Experimentelle Untersuchungen zur Transition in einer laminaren Ablöseblase mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie und der Particle Image Velocimetry", Dissertation Universität Stuttgart 2005
2. J. Jeong, F. Hussain: "On the identification of a vortex", J. Fluid Mech. **285**, 69-94, 1995
3. O. Marxen, M. Lang, U. Rist, S. Wagner: "A combined experimental/numerical study of unsteady phenomena in a laminar separation bubble", Journal of Flow, Turbulence and Combustion **71**, 2003, 133-146
4. H. Gunes, U. Rist: "Proper orthogonal decomposition reconstruction of a transitional boundary layer with and without control", Physics of Fluids, **16** (8) Aug. 2004, 2763-2784

weiteres Vorgehen:

Durch Optimierung der Parameter des Varianz-Modells kann die in Abbildung noch zu beobachtende schlechte Rekonstruktion der w -Komponenten der Daten verbessert werden. Außerdem werden die Methoden auf neuere PIV-Messungen der RWTH Aachen angewandt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Numerische Simulation

Ansprechpartner:

Thomas Röber

Institution:

DLR, Institut für Antriebstechnik

Adresse:

Linder Höhe
51147 Köln

Telefon: (02203) 601 2201

Telefax: (02203) 64395

e-mail: thomas.roeber@dlr.de

weitere Partner:

Dragan Kožulović

Thema:

Methoden zur Beseitigung der Freiströmungsabhängigkeit in
Zweigleichungsturbulenzmodellen

Ausgangssituation:

Die Lösung der Reynoldsgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen in Verbindung mit einem Turbulenzmodell stellt nach wie vor, und auf absehbare Zeit, die Methode der Wahl zur Simulation der Strömung in Turbomaschinenkomponenten dar. Stand der Technik ist hierbei die Modellierung der Reynoldsspannungen mit Boussinesq-Zweigleichungsmodellen. Das k - ω -Modell von Wilcox (1988) und verschiedene Derivate davon sind ein sehr erfolgreiches Beispiel hierfür. Ein bekanntes Problem dieser Klasse von Turbulenzmodellen ist die Unsicherheit der korrekten Spezifikation einer Freiströmrandbedingung für die skalenbestimmende Modellgleichung (ω -Gleichung), sowie die Abhängigkeit der Lösung von dieser Randbedingung.

Verschiedene Methoden zum Abmildern der Abhängigkeit von den Randbedingungen sind möglich, die allerdings teilweise die Stabilität des numerischen Verfahrens und die Qualität der Lösung beeinträchtigen.

Ziel:

Die Abhängigkeit der ω -Gleichung von der Einströmrandbedingung soll ohne Auswirkungen auf die Stabilität der Rechnung oder die Qualität der Lösung beseitigt werden. Gleichzeitig sollen realistische Werte für die Einströmrandbedingung angegeben werden.

Lösungsweg:

Zur Beseitigung der Abhängigkeit vom Einströmrand bieten sich zwei verschiedene Techniken an, nämlich erstens ein zusätzlicher Quellterm (Querdiffusionsterm) für die ω -Gleichung, der sich durch Herleitung der ε -Gleichung in ω -Schreibweise ergibt (z.B. Menter et al., 2003, Kok, 1999), oder zweitens die Anpassung der Schließungskoeffizienten der Quellterme (Wilcox, 1998). In diesem Fall kann die Querdiffusion als lokaler Parameter zum Ermitteln des oberen bzw. unteren Teils der Grenzschicht benutzt werden.

Zunächst wird eine Untersuchung des grundsätzlichen Verhaltens von verschiedenen Modellerweiterungen zur Beseitigung der Freiströmungsabhängigkeit an einfachen Geometrien durchgeführt. Dabei werden u.a. verschiedene Varianten des k - ω -Modells, die diese Techniken einsetzen, mit verschiedenen Einströmrandbedingungen eingesetzt.

STAB

Besonderes Augenmerk liegt hierbei auf dem Verhalten von Grenzschichtparametern und freien Scherströmungen. Anschließend wird das Verhalten der Modelle an Testfällen mit steigender Komplexität überprüft.

Für alle Untersuchungen wird das DLR RANS-Verfahren TRACE eingesetzt.

Ergebnis:

Die unmodifizierte ω -Gleichung reagiert empfindlich auf Veränderungen der Eintrittsrandbedingung in einer bestimmten Größenordnung, insbesondere, wenn physikalisch unrealistische Werte für ω vorgeschrieben werden. Diese Empfindlichkeit kann durch jede der o.g. Modifikationen beträchtlich abgemildert werden.

Abb. 1 zeigt den Unterschied bei der turbulenten Viskosität in der voll ausgebildeten ebenen Plattengrenzschicht für zwei verschiedene Zuströmrandbedingungen von ω für das unmodifizierte k - ω -Modell und das k - ω -Modell mit aktiviertem Querdiffusionsterm.

Skizze/Diagramm/Bild

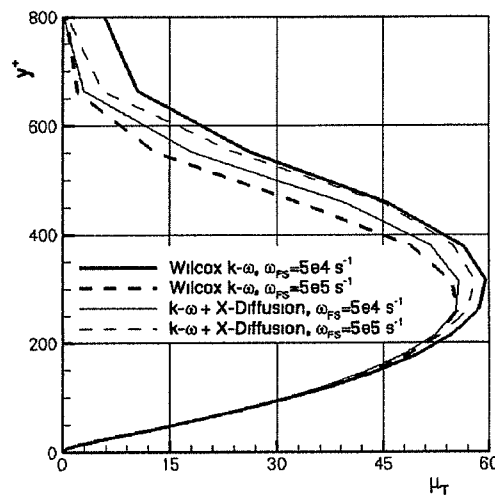


Abbildung 1: Turbulente Viskosität der ebenen Plattengrenzschicht für zwei unterschiedliche Eintrittsrandbedingungen für ω beim k - ω -Modell mit und ohne Querdiffusionsterm

Literatur:

Kok, J.C., "Resolving the dependence on free-stream values for the k-omega turbulence model", NLR-TP-99295, 1999

Menter, F., Kuntz, M., Langtry, R., "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model", in: Hanjalic, Nagano, Tummers (Eds.), Proc. "Turbulence, Heat and Mass Transfer 4", 2003

Wilcox, D.C., "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models", *AIJA J.* Vol. 26, No.11, 1988, pp. 1299 – 1311

Wilcox, D.C., "Turbulence Modeling for CFD", 2nd Edition, DCW Industries, La Cañada, USA, 1998

weiteres Vorgehen:

Beim Rechnen mit Zweigleichungsmodellen kann ein rasches Abklingen des Turbulenzgrades am Anfang des Integrationsgebiets beobachtet werden. Weitere Arbeiten auf diesem Gebiet werden sich mit einem korrekt kalibrierten Modell für freie Scherströmungen beschäftigen.

Datum: 30.06.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Cord-Christian Rossow

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon:0531-2952400
Telefax:0531-2952320
e-mail :
cord.rossow@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Enhanced Runge-Kutta/Implicit Methods for Solving the Navier-Stokes Equations

Ausgangssituation:

The solution of the Navier-Stokes equations still poses a formidable challenge, especially for high Reynolds number flows at realistic flight conditions. For economic resolution of steep gradients in boundary layers, highly stretched meshes are required, resulting in very high cell aspect ratios. These high cell aspect ratios lead to severe stiffness in the discrete system of equations, thus significantly reducing the efficiency of existing numerical algorithms.

Recently, Runge-Kutta-Implicit methods were proposed for the solution of the Euler and Navier-Stokes equations^{1,2}. In Runge-Kutta/Implicit methods, an explicit Runge-Kutta scheme is combined with the solution of a fully implicit system for residual smoothing. Used as relaxation scheme in a multigrid framework, these methods showed superior performance with respect to standard solution techniques: the number of cycles required for a converged solution was reduced by about an order of magnitude, and corresponding CPU time by a factor of 5.

Ziel:

In prior work^{1,2}, a 3-stage Runge-Kutta scheme was used as basis, and the fully implicit system for residual smoothing was solved by just one lexicographic symmetric Gauss-Seidel iteration for highest efficiency. In the proposed contribution, additional means to reduce computational effort will be explored. On the one hand, the study will focus on further reducing the number of stages in the basic Runge-Kutta scheme. On the other hand, alternatives to solving the implicit system by lexicographic point Gauss-Seidel iteration will be investigated.

Lösungsweg:

In prior work it was shown that the solution of the implicit system at each Runge-Kutta scheme essentially removes the CFL restriction. Thus, in Ref. 2 the efficiency of the Runge-Kutta/Implicit scheme was substantially enhanced by reducing the number of stages from five to three without compromising convergence properties. Furthermore, just one symmetric Gauss-Seidel sweep instead of three was employed to solve the implicit system only approximately. For further increase of efficiency, in this work the number of stages will be even reduced to two by carefully selecting appropriate stage coefficients. Additionally, a symmetric line-Gauss-Seidel scheme will be employed to more accurately solve the implicit system. The line-solve will be implemented in the direction of maximal geometrical stiffness, i.e. in the direction normal to the wall.

STAB

Ergebnis:

First, the number of stages in the basic Runge-Kutta scheme was reduced from three to two. Using appropriate coefficients, similar convergence rates as with a three stage scheme could be achieved. As a test case, viscous flow around the RAE 2822 airfoil was computed. Figure 1 shows the convergence rates for the flow conditions of Case 9 computed with the basic 3-stage scheme (rk3-i3) and the 2-stage scheme (rk2-i3). In both cases, a CFL number of 1000 was used, and convergence rates were almost identical. Using the 2-stage scheme, CPU time was reduced by almost 30% compared to the three stage scheme.

Second, a line-implicit symmetric Gauss-Seidel scheme was used to solve the implicit system. The benefits of employing a line-solve were investigated by varying Reynolds number for the subsonic onflow conditions of Case 1 similarly to Ref. 2. To apply the basic Runge-Kutta/Implicit method using point-implicit Gauss-Seidel iterations, for these conditions the number of symmetric Gauss-Seidel sweeps had to be set to three for a CFL number of 1000. Varying the Reynolds number by one order of magnitude, the number of iterations increased for the basic method by about a factor of 2.3 with increasing Reynolds number, see results denoted 'rk3-i3' in Figure 2. Note that these results are identical to those presented in Ref. 2. Employing the line-implicit Gauss-Seidel scheme proposed in this study, only one symmetric sweep through the computational domain instead of three was necessary. Furthermore, for the highest Reynolds number the number of multigrid cycles was reduced to about 190, leading to an increase by only a factor of 1.9 in the number of multigrid cycles with Reynolds number, see results marked by 'rk3-i/l'. For the highest Reynolds number, the line-implicit Gauss-Seidel scheme reduced computational effort by about 30% compared to the basic Runge-Kutta/Implicit method.

Skizze/Diagramm/Bild

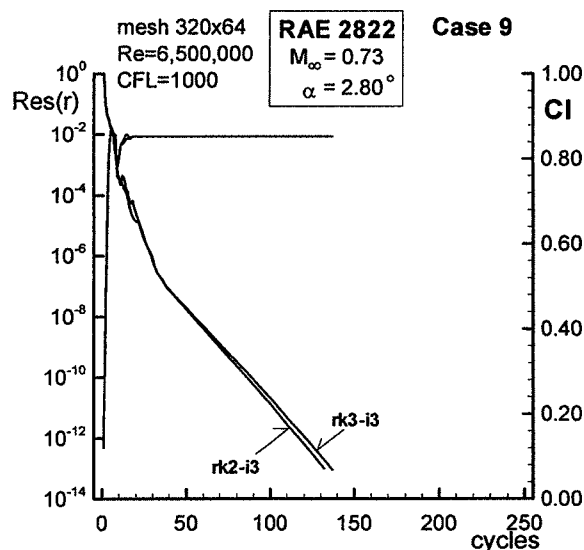


Figure 1

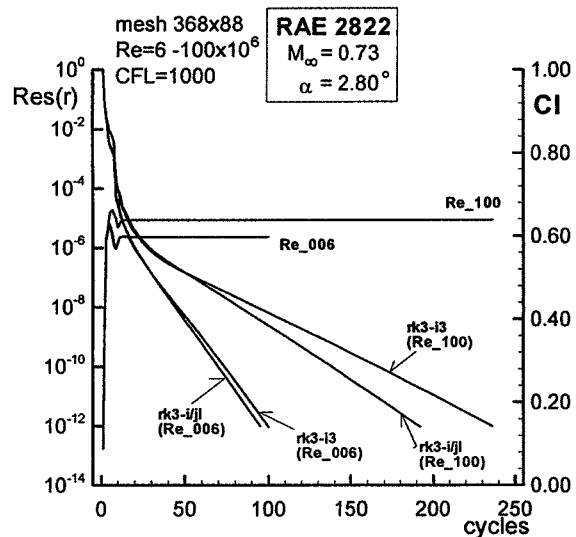


Figure 2

Literatur:

¹Rosow, C.-C., "Convergence Acceleration for Solving the Compressible Navier-Stokes Equations", *AIAA-Journal*, Vol. 44, 2006, pp.345-352.

²Rosow, C.-C., "Toward Efficient Solution of Compressible and Incompressible Flows", AIAA Paper 2006-3522, 2006 (also accepted for publication in *Journal of Computational Physics*).

weiteres Vorgehen:

The results obtained so far indicate that by carefully tuning the components Runge-Kutta/Implicit schemes, for flows at very high Reynolds numbers an improvement of computational efficiency by about an order of magnitude compared to today's standard methods may possibly be achieved. To corroborate these assumptions, the 2-stage Runge-Kutta/Implicit scheme will be combined with line-implicit Gauss-Seidel iteration to solve for varying Reynolds numbers at compressible and incompressible flow conditions. Computational efficiency will then be compared to standard methods presently in use.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. Thorsten Schwarz

Institution: DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38198 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2887

Telefax: 0531/295-2914

e-mail: thorsten.schwarz@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Erweiterung eines RANS-Verfahrens um ein Modul zur Simulation von Starrkörperbewegungen mit bis zu sechs Freiheitsgraden

Ausgangssituation:

Die numerische Simulation der Flugbahn eines Fluggeräts erfordert die Berechnung der angreifenden Luft-, Antriebs- und Gewichtskräfte sowie das Aufstellen der Bewegungsgleichungen zur Bestimmung der translatorischen bzw. rotatorischen Beschleunigung. Durch zeitliche Integration der Beschleunigungen kann die Position und Ausrichtung des Fluggeräts ermittelt werden. Mit einem solchen Lösungsverfahren können beispielsweise die Trajektorien von abgeworfenen Behältern ermittelt werden oder auch die Rollbewegung eines Flugzeugs aufgrund seitlicher Böen simuliert werden.

Ziel:

Der vom DLR entwickelte Strömungslöser FLOWer dient zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen auf blockstrukturierten Gittern. Wie zahlreiche Untersuchungen belegen, können mit FLOWer die Luftkräfte bei komplexen Konfigurationen und Strömungstopologien mit hoher Genauigkeit berechnet werden [1]. Allerdings konnten in der Ausgangsversion des Strömungslösers nur vom Anwender vorgegebene Bewegungsformen für instationäre Strömungssimulationen genutzt werden [2]. Um auch die Simulation einer Flugbahn mit bis zu sechs Freiheitsgraden zu ermöglichen, wurde im Rahmen der hier vorgestellten Arbeiten ein Modul zur Berechnung der flugmechanischen Grundgleichungen in den Strömungslöser implementiert.

Lösungsweg:

Zur Berechnung der Trajektorien wird ein Vorgehen entsprechend [3] gewählt: Zunächst werden mit dem Strömungslöser für die Ausgangsstellung des Fluggeräts die angreifenden Luftkräfte ermittelt. Anschließend werden mit Hilfe des Flugmechanik-Moduls die Bewegungsgleichungen gelöst. Dabei folgt die translatorische Beschleunigung aus dem Newton'schen Bewegungsgesetz unter Berücksichtigung der Gewichtskraft und der Massenträgheit. Die Winkelbeschleunigung ergibt sich durch das Aufstellen des Momentengleichgewichts um den Schwerpunkt des Fluggeräts mit dem entsprechenden Massenträgheitstensor. Durch zeitliche Integration der Beschleunigungen ergeben sich die Geschwindigkeit und die Position des Fluggeräts für den nächsten Zeitpunkt. Das beschriebene Vorgehen wird nun iterativ wiederholt. Um Singularitäten bei der Berechnung der Winkel zu vermeiden, werden statt der Euler-Winkel so genannte Quaternionen verwendet.

Ergebnis:

Zur Verifizierung des neu in FLOWer implementierten Flugmechanik-Moduls wurden verschiedene analytische Lösungen nachgerechnet. Die hier nicht dargestellten Ergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung der analytischen und numerischen Lösungen. Abweichungen können mit instationären Effekten erklärt werden, die bei den analytischen Lösungen nicht berücksichtigt wurden. Es zeigt sich ein konsistentes Verhalten bei einer Verkleinerung des Zeitschritts.

Zur Demonstration der Funktionstüchtigkeit dient eine generische Konfiguration. Diese besteht aus einem Flügel, von dem sich ein Behälter abtrennt. Die Konfiguration und die sich ergebende Flugbahn sind in Abbildung 2 dargestellt. Die Rechnung erfolgte mit Hilfe der Chimären-Technik [2], welche Strömungssimulationen auf sich gegenseitig überlappenden Rechengittern ermöglicht, siehe Abbildung 3.

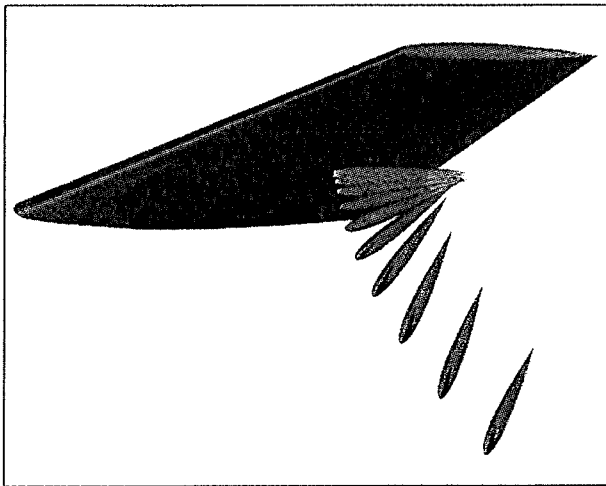


Abbildung 2: Abwurf eines Behälters von einer generischen Konfiguration

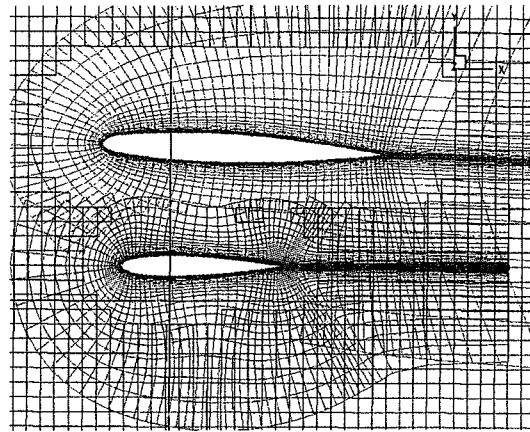


Abbildung 3: Schnitt durch das Chimären-Gitter

Literatur:

- [1] N. Kroll, C.-C. Rossow, K. Becker, F. Thiele: "The MEGAFLOW Project", in: Aerospace Science and Technology, Bd. 4, 2002, S. 223-237
- [2] T. Schwarz, T.: "The Overlapping Grid Technique for the Time Accurate Simulation of Rotorcraft Flows", 31st European Rotorcraft Forum, Florenz, Italien, 13. – 15. September, 2005
- [3] S. M. Murman, M. J. Aftosmis, M. J. Berger: „Simulations of a 6-DOF Motion with a Cartesian Method“, AIAA-Paper 2003-1246, 2003

weiteres Vorgehen:

Bis zum STAB-Symposium soll das Flugmechanik-Modul weiter validiert werden. Als erstes Anwendungsbeispiel wird zu diesem Zweck die freie Rollbewegung eines Delta-Flügels nachgerechnet werden und mit Ergebnissen von Windkanaluntersuchungen verglichen werden. Nachfolgend soll eine Simulation der freien Schlag-Anstellwinkelbewegung eines BO105 Hubschrauber-Heckrotors erfolgen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Supersonic/Turbulent
Ansprechpartner: Vamshi K. Togiti
Dr. Heinrich Lüdeke
Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge
Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: (0531) 295-3321
Telefax: (0531) 295-2320
e-mail: vamshi.togiti@dlr.de

Thema:

Computation of Supersonic Base Flow Using Detached Eddy Simulation

Ausgangssituation:

Baseflow is a quite complex flow, which usually occurs in the wake of missiles, rockets and projectiles. The aerodynamic characteristics of these vehicles are significantly influenced by the baseflow field. Therefore, an accurate estimation and understanding of these flows will enable possibilities to improve vehicles aerodynamic stability.

Schematic features of the supersonic baseflow are depicted in Fig. 1. A recirculation is formed behind the base. The size of this determines the strength of the expansion waves and flow turning angle coming off the base. A smaller recirculation region leads to stronger expansion waves, lower base pressure and thus larger base drag. As the shear layer attaches the flow is forced to turn along the axis of symmetry, causing the formation of reattachment shock.

For the computation of such kind of flows advanced turbulence models are required. Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) models have been applied to investigate supersonics baseflows, but most of them with limited success. In recent times, Large-Eddy Simulation (LES) has been applied but, the very fine LES grid required to resolve the flow structures in the near wall regions lead to high computational costs. Due to these disadvantages, high computational effort and limited success, Detached Eddy simulation (DES) is used for the computations. DES is a non-zonal, hybrid method, which combines RANS and LES. DES works as RANS model close to solid walls and as an LES away from the wall in regions of turbulence. In former studies [3], this configuration was investigated on hexahedral and tetrahedral grids of limited resolution (up to 700,000 nodes). This is expected to be largely insufficient for a resolution of the shear layer which was investigated as a problem in [4].

Ziel:

The main aim of the presented work is to investigate the base flow using Detached Eddy Simulation and to examine the influence of grid resolution on flow predictions especially in the shear layer behind the base.

Lösungsweg:

The configuration of this study is based on the work by Herrin and Dutton. In the experiments the free stream Mach number is set as 2.46, and a unit Reynolds number per meter is $45 \cdot 10^6$. In the present study, two unstructured grids with different grid resolution are used. The coarse grid has 900,000 nodes and the fine grid has about 4 million nodes. The computations

STAB

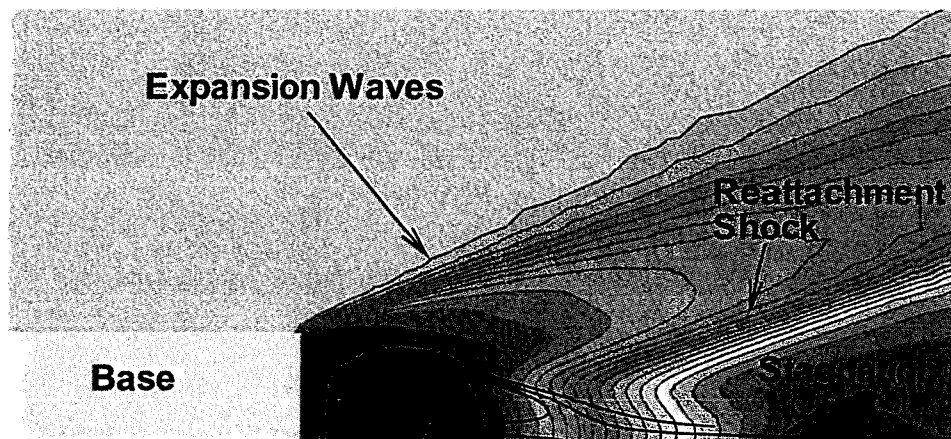


Abbildung 1: Schematic of axisymmetric base flow

are done using DLR TAU-code, which is an unstructured compressible flow solver. In the computations the convective fluxes are approximated by advection upstream splitting method type scheme, AUSMDV, and the diffusion fluxes are evaluated by central scheme. The time advancement is done using an implicit dual timestepping scheme of second order accuracy with an implicit Lower-Upper Symmetric Gaus-Siedel algorithm, LUSGS.

Ergebnis:

The computed results are compared with the available experimental results, which includes bound layer profile, base pressure, centerline velocity profile, Mach and turbulent kinetic energy distributions. Good agreement is observed for the boundary layer and base pressure profiles between predictions and experiments. The investigation on the fine grid shows that the development of shear layer instabilities is dependent of grid resolution.

Literatur:

- [1] Spalart, P. R., Jou W.-H., Strelets M., and Allmaras, S. R., *Comments in the Feasibility of LES for wings, and on a Hybrid RANS/LES approach*, Advances in DNS/LES, 1st AFSOR Int. Conf. on DNS/LES, Aug 4-8, 1997, Greyden Press, Columbus oh.
- [2] Herrin, J. L., Dutton, J. C., *Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody*. AIAA Journal, Vol. 32, No 1, Jan 1994.
- [3] H. Lüdeke, A. Filimon, *Time Accurate Simulation of Turbulent Nozzle Flow by the DLR TAU-code*. AG STAB, 2004.
- [4] Frank Simon, Sebastien Deck, Philippe Guillen, Pierre Sagaut, *RANS-LES Simulations of Supersonic Base Flow*. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9-12 January 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Algorithmen

Ansprechpartner: Markus Widhalm

Institution: DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 -3316
Telefax: 0531 / 295 - 2320
e-mail: markus.widhalm@dlr.de

weitere Partner: Andreas Schütte, Thomas Alrutz

Thema: Identifizierung von Wirbelkernen und deren automatische Adaption mit dem DLR-Tau Code

Ausgangssituation:

Wirbel entstehen bei vielerlei Strömungszuständen wie zum Beispiel bei Strömungsablösungen, am angestellten Deltaflügel, als Randwirbel an einem Tragflügel und nicht zuletzt hinter dicken Körpern bekannt als von Karman Wirbelstrasse. Für eine Strömungsberechnung mit einem unstrukturierten RANS-Löser, deren Hauptaugenmerk auf Wirbelentstehung, und -verlauf gerichtet ist, ist es nun notwendig, eine genaue Wirbelidentifizierung zur Verfügung zu haben. Die anschließende gezielte Netzadaption des Wirbels bietet dann die Möglichkeit, die Ausbreitung und das Verhalten detaillierter aufzulösen.

Ziel:

Die Identifizierung von Wirbelkernen wurde bis jetzt im Tau-Code mit sehr klassischen Methoden, wie dem Totaldruckverlust oder dem Betrag der Wirbelstärke durchgeführt. Beide Methoden haben den Nachteil einer sehr schlechten Einbindung in ein Adaptionsverfahren da beide Werte absolute Größen darstellen und besonders in der Grenzschicht aktiv sind. Aus dieser Schwierigkeit heraus ergibt sich die Suche nach Verfahren, die kohärente Strukturen bzw. Druckminima identifizieren. In dieser Arbeit werden die folgenden Kriterien zur Wirbelidentifizierung vorgestellt: die zweite Invariante (Q), die kinematische Wirbelstärkenzahl (N_k), λ_2 (zweiter Eigenwert des Geschwindigkeitsgradiententensors), und die normierte Helizität (H_n). Zusammen mit den bisherigen Funktionalitäten und neuen Erweiterungen der Netzadaption sollen die Stärken und Schwächen der einzelnen Verfahren gezeigt werden.

Lösungsweg:

Die Aufgabe unterteilt sich in zwei Teilgebiete. Als erstes sind die oben genannten Verfahren in den Strömungslöser TAU zu integrieren. Die Implementierung erfolgt als post-processing Schritt kurz vor der Ausgabe der Strömungsdaten. Die Berechnung der Kriterien erfolgt punktweise, d.h. die Auswertung der unterschiedlichen Methoden erfolgt mit den vorliegenden primitiven Variablen und deren Gradienten an den jeweiligen Gitterpunkten. Je nach Schranke oder Grenzwert kann damit ein Wirbel detektiert werden. Durch diese getrennte Bearbeitung ist auch eine Visualisierung des Wirbels möglich. Dieser Zwischenschritt kann ohne großen Aufwand zwischen Lösung und nachgeschalteter Adaption erfolgen. Der zweite Schritt beinhaltet die Netzadaption unter der Einbindung der bekannten Algorithmen und der Erweiterung zur Steuerung der Adaptionsgrenzen.

STAB

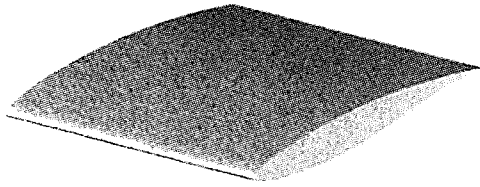


Abb 1: Tragflügel endlicher Streckung, $M = 0.7$, $Re = 6.5 \text{ Mill.}$ und $\alpha = 10^\circ$

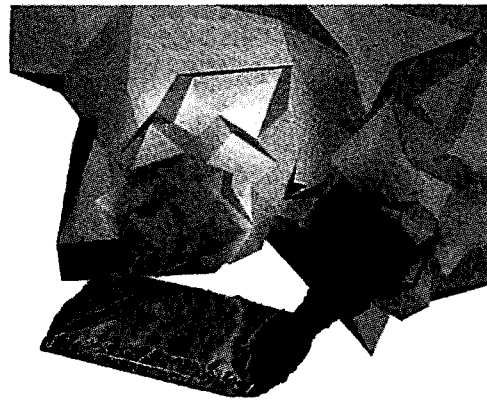


Abb 2: Isofläche mit $Q = 0$



Abb 3: Isofläche mit $Nk = 1$

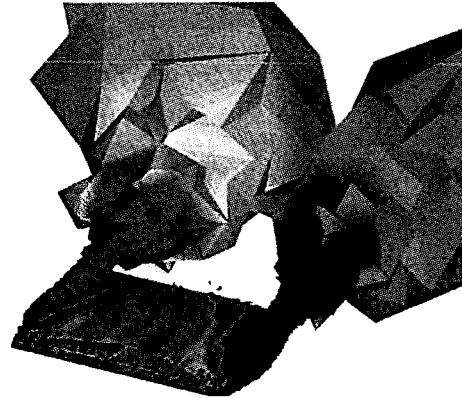


Abb 4: Isofläche mit $\lambda_2 = -0.001$

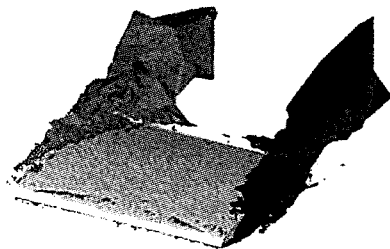


Abb 5: Isofläche mit $Hn = -0.92$ und 0.92

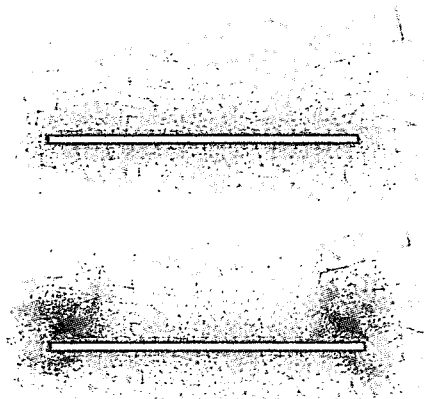


Abb 6: Schnitt durch das Netz und Profil bei $x = 0.9$, Adaption des Wirbelkernes mit $Hn = -0.92$ und 0.92

Ergebnis:

Als Testbeispiel dient ein Tragflügel endlicher Streckung, Abb.1. Die Aufgabe liegt in der Auflösung der abgehenden Randwirbel. Unter den neu vorgestellten Kriterien zur Identifizierung von Wirbelkernen zeigt sich besonders die normierte Helizität als geeignetes Kriterium, siehe Abb.2-5. Im Grenzschichtbereich zeigt sich der markanteste Unterschied. Bei allen Kriterien, außer der normierten Helizität, wird ein starkes Wirbelaufkommen identifiziert. In Abb. 6 ist deutlich die Verfeinerung des Netzes im Bereich des Wirbels erkennbar.

Literatur:

- [1] Alrutz T., Rütten M.: Investigation of Vortex Breakdown over a Pitching Delta Wing applying the DLR TAU-Code with Full Automatic Grid Adaptation. 35th AIAA Fluid Dynamics, 6-9 June, Toronto
- [2] Jeong J., Hussain F.: On the identification of a vortex. Journal Fluid Mech., 285,69-94, 1995

weiteres Vorgehen:

Die Implementierung der Kriterien in den TAU- Strömungslöser ist abgeschlossen. Die Implementierungen in der Adaption müssen noch auf ihre industrielle Tauglichkeit überprüft und eventuell verbessert werden.

Datum: 26.Juni 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner: J. Domhardt, J. Leuckert, I. Peltzer, W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: 030/31421311

Telefax: 030/31422955

weitere Partner: Fraunhofer IAP

e-mail : jan.domhardt@ilr.tu-berlin.de

Thema: Erfassung dynamischer Oberflächenkräfte durch piezoelektrische Copolymer-Beschichtungen

Ausgangssituation:

Im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms SPP 1147 "Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse" wird an der TU Berlin ein neuartiges bildgebendes Oberflächenmessverfahren auf Basis piezokapazitiver Copolymerbeschichtungen entwickelt. Dieses ermöglicht räumlich und zeitlich hochauflösende Messungen von instationären Druck- und Temperaturfeldern auf beliebig dreidimensional geformten Körperoberflächen. Der Testkörper wird dazu vollständig mit einer ca. 25µm dünnen Copolymerschicht überzogen und die Messsignale dann punktuell durch eine strukturintegrierte kompakte Auslesematrix abgegriffen, ohne die Strömung durch Unebenheiten zu beeinflussen.

Ziel:

Als übergeordnete Zielsetzung sollen engmaschige Copolymer-Matrizen für die Messung von Druckschwankungsverteilungen (p') an Strömungskörpern entwickelt werden. Als erste Anwendungen werden dafür Messungen in einer turbulenten Zylinderumströmung (Leitexperiment des SPP 1147) sowie an einem Laminarprofil durchgeführt. An letzterem sollen insbesondere die natürlichen Tollmien-Schlichting-Instabilitäten (TS) erfasst und die Auswirkung von zwei- bzw. dreidimensionaler Störeinkopplung analysiert werden. Weiterhin wurde ein Flügelmodell mit einer Copolymerschicht ausgestattet, die es erlaubt, TS-Instabilitäten unter kryogenen Bedingungen am ETW (ETW GmbH Köln) zu erfassen.

Lösungsweg:

Im Rahmen von Voruntersuchungen wurden zunächst modular aufgebaute, kleine Copolymermatrizen entwickelt (Abb. 1), mit deren Hilfe der Einfluss von Sensorform und -fläche auf die Signalqualität untersucht werden konnte. Anhand der Ergebnisse dieser Untersuchungen konnten im nächsten Schritt komplexe, flächige Copolymerbeschichtungen für Windkanalversuche ausgelegt werden.

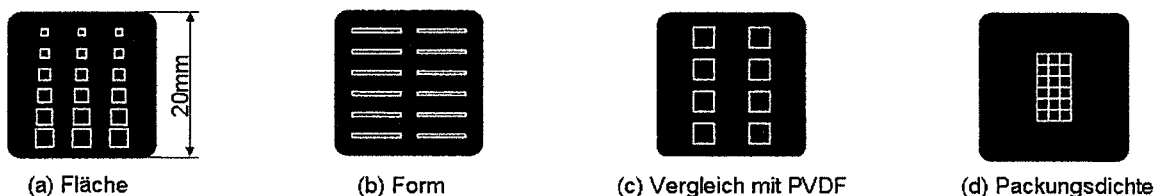


Abbildung 1: Aufbau der modular gestalteten Copolymermatrizen

Für die Kalibration der Copolymermatrizen wurde eine symmetrisch aufgebaute Kammer verwendet, in welche definierte Druckschwankungen in Form eines Sinus-Sweeps eingebracht wurden. Die Kalibrationskammer erlaubt die gleichzeitige Messung mit verschiedenen Copolymer-Einsätzen und Referenzsensoren für die Aufzeichnung von Druck- und Temperaturschwankungen.

Die Bestimmung der Transitionslage wurde an einem symmetrischen Laminarflügelmodell (NACA0008) mit ebener Sensorplatte im Grenzschichtkanal des ILR durchgeführt, dessen Anstellwinkel im Bereich von $-3^\circ \leq \alpha \leq 0^\circ$ verstellbar ist. In das Modell können verschiedene Copolymer-Einsätze und Referenzsensor-Arrays integriert und gleichzeitig Messsignale aufgezeichnet werden.

Der Sensorplatte ist stromauf ein Lautsprecher-Anregesystem vorgelagert, mit dessen Hilfe zwei- und dreidimensionale Störungen in die Grenzschicht eingebracht werden können. Auf diese Weise kann die Lage des laminar-turbulenten Umschlags gezielt beeinflusst werden.

STAB

Ergebnis:

Mit Hilfe der Kalibrationsversuche konnte ein linearer Zusammenhang zwischen den eingebrachten Druckschwankungen und der gemessenen Ladungsverschiebung der Copolymer-Matrizen nachgewiesen werden. Zudem konnte auf diese Weise die messtechnisch und fertigungsbedingte Mindest-Messfläche von $A=1.6\text{mm}^2$ in Verbindung mit der optimalen quadratischen bzw. kreisrunden Sensorform ermittelt werden (Abb. 2). Weiterhin konnte ein signalverstärkender Einfluss von 5% bei einer Beheizung der Copolymerbeschichtung (Pyro-Effekt) von $\Delta T=+3\text{K}$ quantifiziert werden.

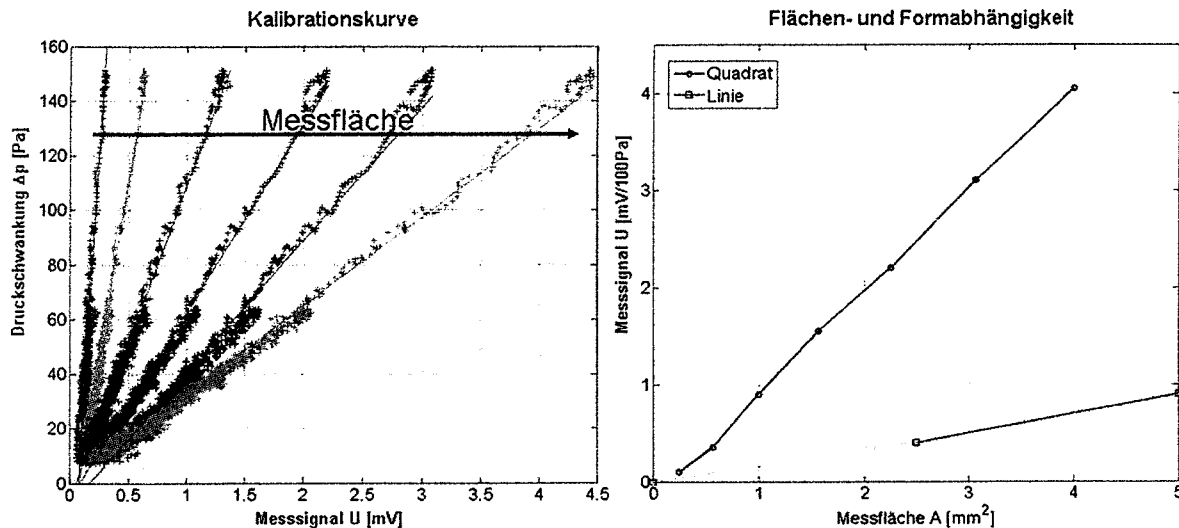


Abbildung 2: Ergebnisse der Kalibrationsmessungen

Die im Rahmen einer ersten Anwendung durchgeführten Untersuchungen an einem Laminarprofil zeigen, dass mit den beschriebenen Copolymerbeschichtungen die Transitionslage sicher bestimmt werden kann. Sowohl die charakteristischen Wellenpakete und deren zeitliche Ausbreitung in Strömungsrichtung als auch die typische Amplitudenhebung im Frequenzspektrum konnten in Übereinstimmung mit verschiedenen Referenzsensoren nachgewiesen werden. Bei der Auswertung der Messergebnisse zeigte sich eine weitere Eingrenzung der für diesen speziellen Strömungsfall optimalen Einzelmessfläche anhand des Vergleichs der Amplitudenhebung in den Frequenzspektrern (Abb. 3). Speziell für die Erkennung der höherharmonischen charakteristischen Frequenzbereiche sollte demnach eine Mindestfläche von $A=1.5\text{mm}^2$ nicht unter- und eine Maximalfläche von $A=4\text{mm}^2$ nicht überschritten werden.

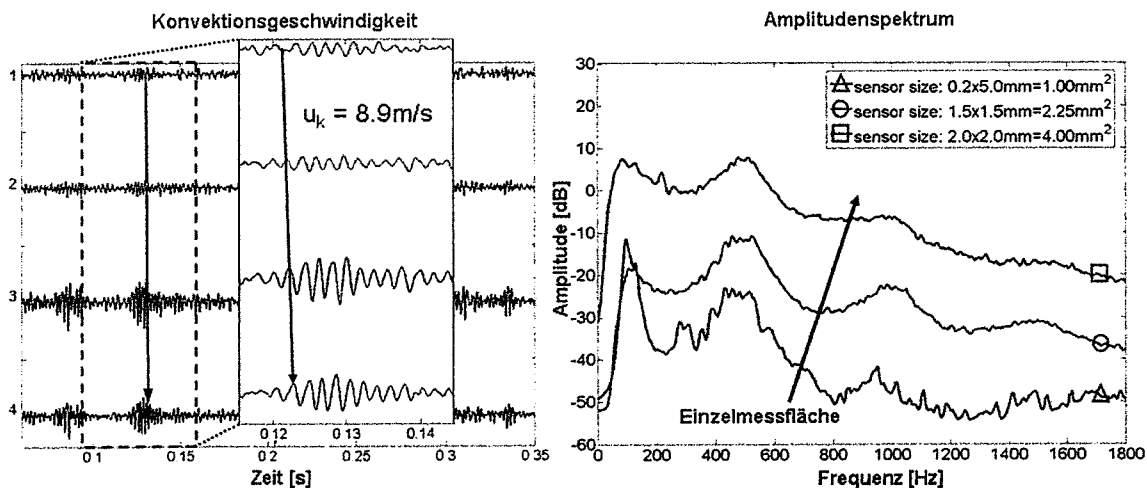


Abbildung 3: Erfassung von TS-Instabilitäten mit Copolymermatrizen im Windkanalversuch ($u_\infty=24\text{m/s}$)

Literatur:

- [1] Peltzer, I.: Flug- und Windkanalexperimente zur räumlichen Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten in einer Flügelgrenzschicht. Mensch & Buch. Berlin 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner: D. Pallek

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

Adresse: 37073 Göttingen, Bunsenstr. 10

Telefon: (0551) 7092454

Telefax: (0551) 7092830

e-mail: Dieter.Pallek@dlr.de

weitere Partner: F. Klinge

Thema:

Studies of Reynolds number effects on wing tip vortex positions by means of Laser Light Sheet (LLS) and Background Oriented Schlieren (BOS) technique under cryogenic conditions

Introduction and objectives:

Wake vortex turbulence induced by large transport aircraft is problematic for airports' capacity because of their hazardous impact on following aircraft. Safety rules defining minimum distances between landing and taking off aircraft are based on the strength and temporal duration of dissipation of the vortex turbulence. The wing tip vortex position is of major interest because interactions with vortices generated from e.g. the elevator of the airplane are desired to accelerate its decay.

Experimental data are needed to enable quick and accurate vortex modelling. Up to now, these data are coming mostly from wind tunnels which cannot simulate the 'real' Reynolds and Mach number. It is usually assumed that this mismatch does not affect the results.

The objective of this work was to provide the experimental tools to be able to investigate the question, whether the Reynolds number has a significant impact on the position of a wing tip vortex.

Procedure:

The experiments were carried out in the European Transonic Wind tunnel (ETW) in Köln, Germany, which is a pressurised wind tunnel operating under cryogenic conditions. This wind tunnel is utilized due to its capabilities to change the Reynolds number without changing the wing load over a wide range of Reynolds numbers up to 'real flight' Reynolds numbers.

Optical measurement techniques are difficult to implement in this wind tunnel, but it was possible to setup a Laser Light Sheet (LLS) system and a stereoscopic Background Oriented Schlieren (BOS) system to observe the vortex position about one half wing span behind the wing tip utilizing a continuous wave laser and an optical fibre.

The near flow field of a half model of a transport aircraft with landing configuration was investigated at different angles of attack and Reynolds numbers. The flow speed was kept constant at Mach = 0.2 and the temperature range varied between 285 K and 115 K. Thus, Reynolds numbers between 3 and $25 \cdot 10^6$ could be achieved.

Fig. 1 gives an overview about the setup within the test section and the model. The green area stands for the projected laser light sheet, blue for the viewing fields of the LLS cameras, and yellow for the viewing fields of the BOS cameras.

Results:

Fig. 2 shows an LLS image with three dark holes due to the reduced density and the high centrifugal forces inside the cores of the vortices which take away the seeding material and thus mark the location of the vortices. By de-warping the LLS pictures the locations of these vortices could be determined with high accuracy.

Fig. 3 shows an evaluated BOS image of the lower side wall camera with vectors indicating the virtual movements of the background pattern due to density gradients within the observed flow volume (top wall is located left, flow direction is from top to bottom of the plot). At the left side of the blue field, the vectors are changing their orientation, which indicates the center line of the vortex (dashed yellow line). By using in-house developed algorithms (VRIEDER), the spatial position of the wing tip vortex could be obtained precisely from the stereoscopic BOS data.

The measurements show that in this experiment there is a small but significant effect of the Reynolds number on the position of the wing tip vortex in the near field. Especially, the interaction of this vortex with secondary vortices (e.g. generated by the aileron) are strongly influenced by the Reynolds number.

Conclusions:

With BOS as an easy to install measurement technique, it is possible to obtain the position of the wing tip vortices in space precisely by applying new post processing algorithms (VRIEDER) also under cryogenic conditions, even for low Mach numbers, where low density gradients occur. LLS is feasible even under cryogenic conditions and difficult seeding conditions.

Vortex positions in the near field behind the wing have to be measured under 'real flight' Reynolds and Mach number conditions, because there is a significant effect of these numbers on their locations in space.

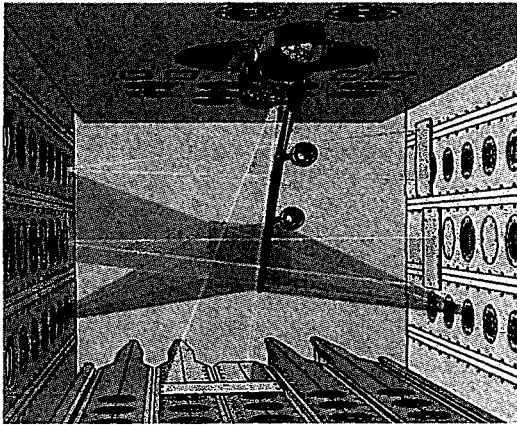


Fig. 1: Setup and view of the cameras in the test section with half model; view in flow direction. The backgrounds for BOS are also visible.

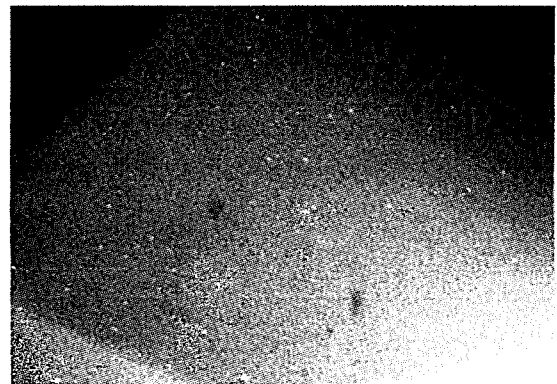


Fig. 2: Laser Light Sheet image. The dark hole at the left represents the vortex of the wing tip, the two weaker spots at the right are secondary vortices.

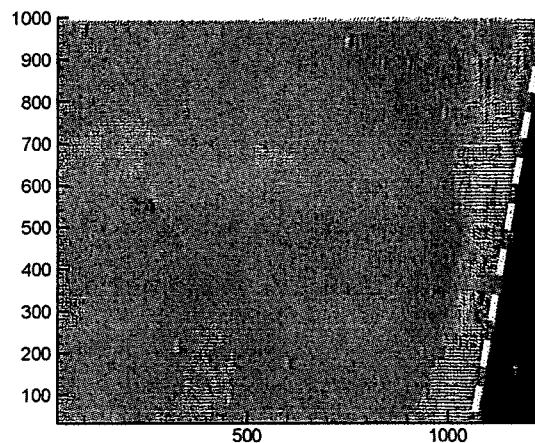


Fig. 3: Evaluated BOS image of the lower side wall camera. Dashed yellow line marks center line of wing tip vortex.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. T. Rödiger, Dr. H. Knauss, Dr. U. Gaisbauer, Prof. E. Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon : 0711/685-63430

Telefax : 0711/685-63438

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

Thema: Druck- und Wärmeflussmessungen an der Oberfläche eines Zylinderstumpfs

Ausgangssituation: Im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms 1147 "Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse" sollen neben zeitlich und räumlich hoch aufgelösten optischen Messungen im Nachlauf ebenfalls die instationären Strömungsphänomene auf der Oberfläche eines Zylinderstumpfs erfasst werden. Im Schwerpunktprogramm wurde die Geometrie eines Zylinderstumpfes mit Seitenverhältnis $H/D = 2$ als sogenanntes Leitexperiment ausgewählt. Bei der Umströmung dieses Modells können alle wesentlichen Phänomene des turbulenten Transports untersucht werden.

Als neuartiges Oberflächenmessverfahren zur Erfassung des Wandwärmestroms soll die Atomlagenthermosäule (ALTS) an dieser Konfiguration eingesetzt werden. Die ALTS ist ein neuartiger Wärmeflussensor mit dem sowohl stationäre als auch instationäre Wärmeflüsse bis in den MHz-Bereich erfasst werden können (siehe [1]). Zudem handelt es sich um einen wandisothermen Wärmeflussensor, der in einer Verbundanordnung thermische Interferenz zwischen eng benachbarten Sensoren ausschließt.

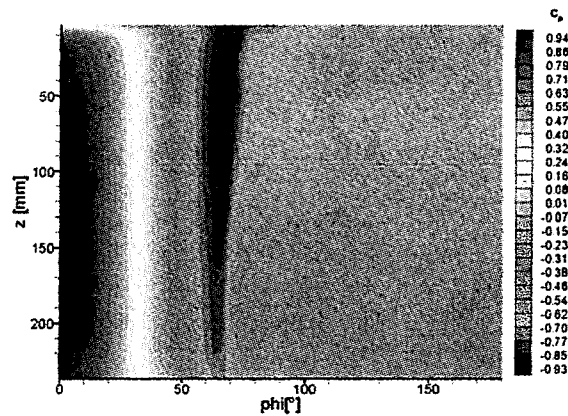
Ziel: Die Anwendung der ALTS zur Detektion der Strömungsablösung und instationärer Phänomene soll sowohl auf der Mantelfläche als auch auf der Endscheibe des Zylinderstumpfs demonstriert werden. Aus diesem Grund werden die Verteilung des Wandwärmestroms und dessen Schwankungen mit der Verteilung des Druckbeiwertes und den Druckschwankungen verglichen.

Lösungsweg: Die Charakterisierung der Strömungsphänomene auf der Oberfläche des Zylinderstumpfs erfolgte zuerst mit Hilfe von Anstrichbildern für die Reynoldszahl $Re_D = 2 \times 10^5$. Im nächsten Schritt wurde die statische Druckverteilung mit Hilfe von verteilten Druckanbohrungen für einen Reynoldszahlbereich zwischen $1 \times 10^5 \leq Re_D \leq 2,5 \times 10^5$ bestimmt. Die Druckschwankungen an der Oberfläche wurden am gleichen Modell jedoch mit Hilfe kommerzieller Einzeldruckaufnehmern bei minimaler Leitungslänge erfasst. Schließlich wurde die Verteilung des Wandwärmestroms und dessen Schwankungen durch die Messung mit ALTS-Einzelsensoren für verschiedene Schnittebenen des Zylinderstumpfs bestimmt.

Ergebnis: Im Anstrichbild ist der zeitlich gemittelte Verlauf der Ablöselinie sehr gut erkennbar (Abb. 1a). Zudem wird die Dreidimensionalität des Nachlaufs deutlich. In Abb. 1b ist die Verteilung des statischen Drucks auf der Mantelfläche exemplarisch für die Reynoldszahl $Re_D = 2 \times 10^5$ dargestellt. Das Ablösegebiet wird durch das Druckminimum deutlich sichtbar und zudem zeigt die Verteilung den dreidimensionalen Charakter der Ablösung und des Nachlaufs.



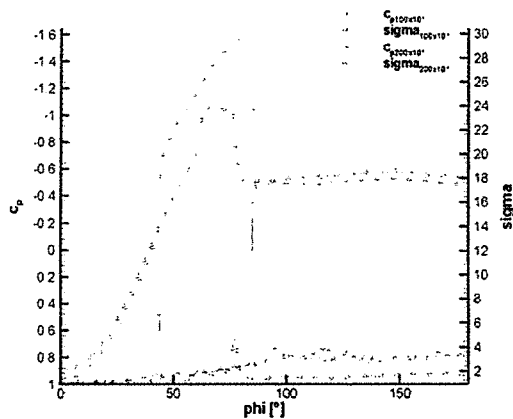
(a)



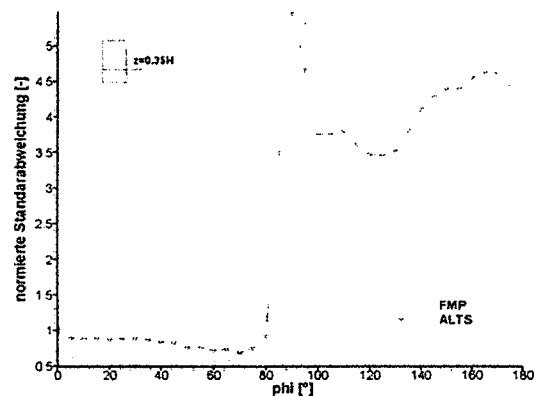
(b)

Abb. 1: (a) Anstrichbild (Seitenansicht); (b) stat. Druckverteilung für $Re_D = 2 \times 10^5$

In Abb. 2a sind der Druckbeiwert und die zugehörigen normierten Druckschwankungen eines Einzeldruckaufnehmers für eine horizontale Schnittebene ($z=0,35 H$) dargestellt. Sowohl der Anstieg der Schwankungen als auch die Unstetigkeiten im Verlauf des statischen Drucks detektieren zuerst den laminar-turbulenten Umschlag und danach die Ablösung der turbulenten Grenzschicht für $Re_D = 2 \times 10^5$.



(a)



(b)

Abb. 2: (a) Druckbeiwert c_p und Druckschwankungen; (b) Wärmefluss- und Temperaturschwankungen für Schnittebene $z=0,35 H$

In der Abb. 2b sind die durch die ALTS detektierten normierten Wärmeflusschwankungen und die durch einen Heißfilmsensor (Flush-Mounting-Probe (FMP)) normierten Temperaturschwankungen an der Oberfläche vergleichend dargestellt. Sie detektieren die Ablöselinie in einem ähnlichen Umfangswinkelbereich wie die Druckaufnehmer. Ein genauer Vergleich der unterschiedlichen Schwankungsgrößen in verschiedenen Schnittebenen und Reynoldszahlbereichen wird dadurch ermöglicht.

Literatur: [1] Roediger, T; Jenkins, S.; Knauss, H; Gaisbauer, U; Kraemer, E. : Time-Resolved Heat Transfer Measurements on the Tip Wall of a Ribbed Channel Using a Novel Heat Flux Sensor - Part I: Sensor and Benchmarks, *GT2006-91129, Turbo Expo 2006*.

weiteres Vorgehen: Die bisherigen Untersuchungen erlauben einen qualitativen Vergleich der Druck- und Wärmestrommessungen und deren Schwankungsgrößen auf der Oberfläche zur Detektion der auftretenden Strömungsphänomene. In weiteren Experimenten sollen mit Hilfe von linien- und flächenhaften Korrelationsmessungen die Ausbreitung von Störungen in der Grenzschicht sowohl durch Druck- als auch durch Wärmeflusschwankungsmessungen untersucht werden.

Datum: 20.06.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsmessung und Strömungsbeeinflussung

Ansprechpartner: S. Schulze, C.J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroderweg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531-391-2982

Telefax: 0531-391-5952

E-mail : c.kaehler@tu-bs.de

weitere Partner: ---

Thema: Aktive Kontrolle von Grenzschichtablösung mit dynamischen Aktuatoren

Ausgangssituation: Vorausgegangene Untersuchungen haben gezeigt, dass mit Hilfe dynamischen Ausblasens von Druckluft die Ablösung der turbulenten Grenzschicht am Profil verzögert werden kann. Somit ist es möglich, den Anstellwinkel eines Profils sowie den Auftrieb deutlich zu steigern. Ebenso konnten Betriebsparameter definiert werden, die ein besonders vorteilhaftes Ausblasen ermöglichen [1-4]. Um die Effizienz der Grenzschichtbeeinflussung noch weiter zu steigern, sollen die bereits untersuchten Aktuatoren gezielt durch einen Regelkreis gesteuert werden. Hierfür müssen grundlegende Fragestellungen in Bezug auf die Sensorik und die Regelung bearbeitet werden. Ausgangspunkt sollen Untersuchungen an einem Profil sein, das gutnützig von der Hinterkante her ablöst.

Ziel: Ziel ist es, einen Regelkreis für die effiziente Grenzschichtbeeinflussung zu entwerfen. Hierfür müssen das Ablöseverhalten eines ausgewählten Profilmodells charakterisiert, sowie geeignete strömungsmechanische Größen für die Steuerung der Aktuatoren gefunden werden.

Lösungsweg: Zunächst sind verschiedene Sensor-konzepte auf ihre Eignung in Hinblick auf die Aufgabenstellung geprüft worden. Basierend auf diesen Erkenntnissen konnten ein piezoresistiver Druckaufnehmer der Firma Kulite (XT-190M) sowie ein Wandschubspannungssensor der Firma Dantec (55R47, Hitzdraht im CTA-Modus) beschafft werden. Mit Hilfe des Programms XFOIL wurde das NACA4421-Profil als ein Profil ausgewählt, das einen Trailing Edge Stall aufweist. Bei 5 Prozent der Profiltiefe konnte die bereits erprobte Grenzschichtaktuatorik integriert werden [1-4], und eine 2D-Strömung wurde mit Hilfe von Seitenscheiben angestrebt (s. Abbildung 01).

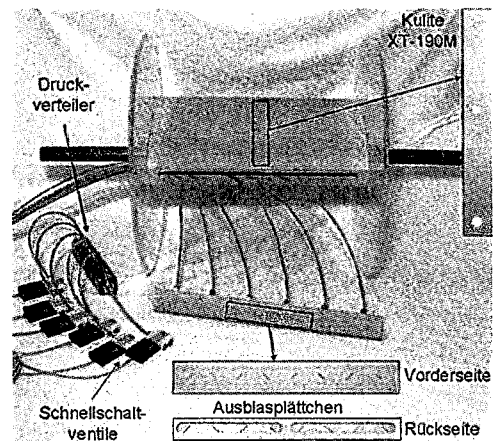


Abbildung 01: NACA4421-Profil mit Aktuatorik

Zur Strömungsvisualisierung wurden zunächst Tufts eingesetzt und Ölanstrichbilder angefertigt. Anhand der Anstrichbilder konnten drei sinnvolle Sensorpositionen auf der spannweitigen Symmetrielinie des Profils bestimmt werden: $x/c=0.3$, $x/c=0.5$ und $x/c=0.7$.

Für die Druck- und Wandschubspannungsmessungen stand ein Transientenrekorder der Firma Tektronix zur Verfügung. Im Anstellwinkelbereich von 0° bis 30° wurden je 50 Messreihen von 2^{16} Samples mit einer Samplingfrequenz von 5kHz aufgezeichnet. Als Bewertungskriterien wurden statistische Größen wie Mittelwert, Standardabweichung, Schiefe und Flachheit herangezogen. Ebenso wurde das auf der FFT-Analyse basierende Autoleistungsspektrum ermittelt. Zur besseren Strömungsvisualisierung wurden zudem Standard-PIV-Messungen durchgeführt.

STAB

Ergebnis: Die das Profil begrenzenden Seitenscheiben beeinflussen die Strömung derart, dass in der Symmetrieebene des Profils weitestgehend von einer 2D-Strömung ausgegangen werden kann. Im Rahmen der Druckmessung wurde die Schiefe als ein vielversprechendes Kriterium für eine Ablösung identifiziert (vgl. Abbildung 02). Weit vor der Ablösung bewegt sie sich um den Wert 0 herum, um dann bei Annäherung der Ablöselinie an den Sensor stark anzusteigen. Hat die Ablösung den Sensor überschritten, fällt die Schiefe auf überwiegend negative Werte ab. Bei der Wandschubspannungsmessung hingegen kann in der Standardabweichung ein deutlicher Anstieg im Betrag beobachtet werden, sobald die Ablöselinie die Umgebung des Sensors erreicht (s. Abbildung 03). Die Untersuchung der Autoleistungsspektren hat ergeben, dass die für die Strömungsbilösung charakteristischen Frequenzen im niederfrequenten Bereich bis 100Hz zu suchen sind.

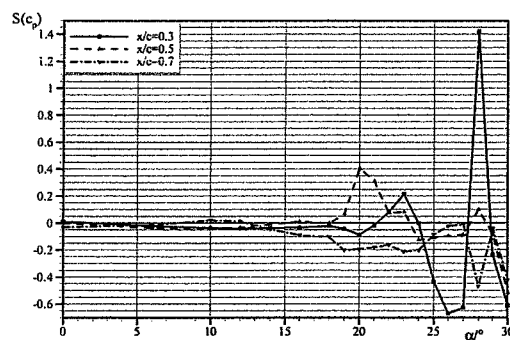


Abbildung 02: Schiefe des Druckbeiwertes über dem Anstellwinkel

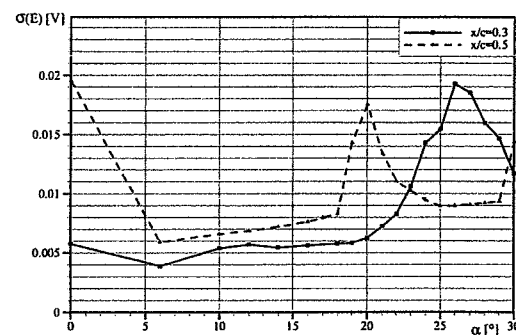


Abbildung 03: Standardabweichung der Spannung über dem Anstellwinkel

Literatur:

- [1] Ortmanns, J.; Kähler, C.J.: „Investigation of pulsed actuators for active flow control using phase locked stereoscopic particle image velocimetry“; 12th Int. Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, July 12–15 2004
- [2] Scholz, P.; Ortmanns, J.; Kähler, C.J.; Radespiel, R.: „Influencing the Mixing Process in a Turbulent Boundary Layer by Pulsed Jet Actuators“; aus „Notes on Numerical Fluid Mechanics and Interdisciplinary Design (NNFM)“, Springer Verlag, 2005
- [3] Scholz, P.; Ortmanns, J.; Kähler, C.J.; Radespiel, R.: „Leading Edge Separation Control by Means of Pulsed Jet Actuators“; 3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, CA, USA, 5-8 Juni, 2006
- [4] Kähler, C.J.; Scholz, P.; Ortmanns, J.; Radespiel, R.: „Towards Active Control of Leading Edge Stall by Means of Pneumatic Actuators“; 1st International Conference on Active Flow Control, Berlin, Germany, 27-29 September 2006

weiteres Vorgehen: Nach der vollständigen Auswertung der bereits erfolgten Messkampagnen müssen Kriterien gefunden werden, die nicht nur zwischen anliegender und abgelöster Strömung unterscheiden, sondern zusätzlich auch eine durch die Aktuatorik beeinflusste Strömung erfassen können. Zeitaufgelöste PIV-Messungen sowie Infrarotmessungen sollen mehr Aufschluss über die Strömungszustände auf dem Profil geben, so dass schließlich ein Regelkreis entworfen werden kann, der die Aktuatorik bei Bedarf automatisch zuschaltet. Die Auswirkungen von Amplitude, Anregefrequenz und Duty Cycle auf die Regelung sollen analysiert werden. Im Anschluss daran kann der Regelkreis auf seine Reynoldszahlabhängigkeit getestet werden. Zudem sollen neben den bereits angesprochenen Regelungskriterien noch ein modellbasierter Regelungsansatz untersucht werden (Kalmanfilter, ω_z -Kontrolle, POD).

Sobald das Ziel der aktiven Strömungskontrolle bei der Hinterkantenablösung erreicht worden ist, sollen diese Regelungsmöglichkeiten an einem Profil mit Vorderkantenablösung erprobt werden.

Datum: 25.06.2006

STAB

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Ali	148	Herr	156	Pallek	228
Allen	27	Herrmann	53	Paschereit	97
Babucke	146	Himisch	35, 204, 212	Pätzold	57, 89
Ballmann	41	Hoefener	99	Pego	138
Barth	126	Höhler	119	Peltzer	226
Baysal	167	Hörnschemeyer	37	Pfingsten	109
Becker	148	Hubel	55		
Bergmann	119	Huppertz	51	De Quadros	210
Beronov	169	Jacobs	183	Radespiel	33, 55, 109
Birken	171	Jakirlic	140, 142	Raichle	212
Boden	150	Janetzke	101	Ray	41
Böttcher	57	Jovanovic	93	Reimann	79, 83
Bozic	69, 71			Rein	119
Breitsamter	27	Kaczorowski	193	Reyer	101
Brezillon	172, 174	Kähler	107, 232	Richard	128
Brodersen	29	Kaltenbacher	148	Richter	43, 181
		Keßler	195, 200	Rist	146, 167, 214
Calvo	71	Klein	91, 117	Röber	216
Cavar	140, 142	Kloker	77, 146	Robinson	85
von Cramer	31	Kloss	152	Rödiger	230
		Klump	95	Ronzheimer	29
Dankert	73	Knauss	230	Rosemann	43, 181, 183
Dargel	43	Kniesner	142	Rossow	218
Dierksheide	61	Koch	43		
Domhardt	226	König, B.	57	Sachs	117
Durst	138, 169	König, D.	158	Saric	140, 142
Dwight	172, 174	Konrath	31	Schewe	162, 166
		Koop	160	Schmid	45
Egami	21, 117	Kornev	59	Schröder	61
Eggers	75	Krämer	45, 57, 130, 230	Schüle	121, 123
Ehrenfried	160	Kröger	59	Schulze	47, 232
Eisfeld	176	Krüger	164	Schütte	119
Engert	89	Krumbein	197	Schwarz	220
Enk	178	Kuczmann	43	Schwöppe	191
Escobar	148			Seiler	124
		Leuckert	226	Seitz	111
Fey	91	Lienhart	138	Sesterhenn	103, 202
Fischer	39	Linn	77	Soda	162
Frederich	179	Longo	69	Srulijes	124
Friedrich	202	Loose	134	Stark	87
Frohnäpfel	93	Lörcher	199	Streiner	130
		Löser	119	Streit	49
Gaisbauer	230	Lübon	200		
Gardner	181, 183	Lüdeke	67, 222	Thiele	179
Gassner	199	Lutz	45, 57	Thimm	144
Gauger	185			Tigges	138
Geisler	61	Mack, A.	71	Togiti	222
Gerhold	187	Mack, Chr.	103	Tropea	55, 95, 140
Gölling	47, 152, 154	Mahle	202		
Groll	189	Mannini	162	Voß	162
Grote	33	Martinez	79, 83		
Grundmann	95	Marxen	105	Wagner	130
Guyot	97, 123	Melber-Wilkending	204, 206, 212	Wassen	179
		Mertol	39	Westhoff	63
Hage	132	Michler	208	Wichmann	206
Hahn	148	Munz	199	Widhalm	224
Hannemann	67			Wild	113, 115
Hassel	59	Navid Nayeri	136	Windte	55
Hassenpflug	154	Nitsche	89, 99, 101, 226		
Heinrich	191, 208			Zanoun	65
Henke	37	Odam	81	Zurheide	51
Henne	117	Ortmanns	107		
Henning	160	Otto	73		