

STAB



JAHRESBERICHT

2005

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über den 12. STAB-Workshop im November 2005	15
15. DGLR-Fach-Symposium der STAB 2006: „Call for Paper“	16
International Conference: BAIL 2006 „Boundary and Interior Layers“	17
IUTAM-Symposium ‘One Hundred Years of Boundary Layer Research’: Tagungsband im Springer-Verlag	18
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	19
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	20
Statistik zu den „Mitteilungen“	21
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	22
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	208

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 91 "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 22 bis 27), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträgen 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 3 % auf die Industrie und andere, 53 % auf die Hochschulen und 44 % auf das DLR. Auf Seite 208 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 21 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 **2006**, 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 200 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

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

Göttingen, im März 2006

auch über e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2006"

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 zukunftsträchtiges 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 Financiers 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" Ottobrunn, 30.01.1979

- "Memorandum über zukünftige nationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" Oktober 1979
- Programmpräsentation anlässlich der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980
- Programm der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" September 1980
- Programmpräsentation im Bundesministerium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981
- Konstituierung des Kuratoriums und Neuorganisation der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-Leitung/Programm-Ausschuss Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anlässlich der ILA '82 "Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- Neue Impulse für die Strömungsforschung- und Aerodynamik -; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01. - 03.10.1984
- DGLR Workshop "2D-Messtechnik" Markdorf, 18. - 19.10.1988
- 1. DGLR-Fach-Symposium München, 19. - 20.09.1979
- 2. DGLR-Fach-Symposium Bonn, 30.06. - 01.07.1980
- 3. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 23.-25.11.1981
- 4. DGLR-Fach-Symposium Göttingen, 10.-12.10.1983
- 5. DGLR-Fach-Symposium München, 09. - 10.10.1986
- 6. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 7. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 07.-09.11.1990
- 8. DGLR-Fach-Symposium Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994
- 10. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 11.-13.11.1996
- 11. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 10.-12.11.1998
- 12. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 15.-17.11.2000
- 13. DGLR-Fach-Symposium München, 13.-15.11.2002
- 14. DGLR-Fach-Symposium Bremen, 16. - 18.11.2004

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

14.-18.03.2005

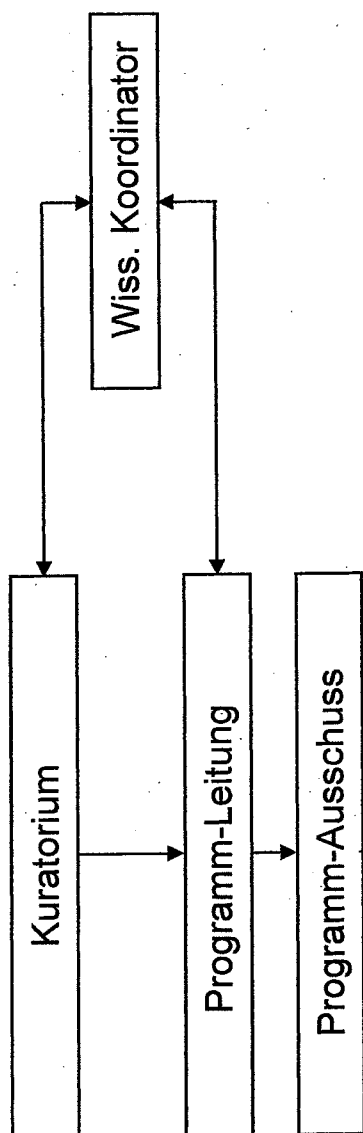
Tagungsbände, die durch einen Begutachtungs-Prozess gegangen sind:

- 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

Vorschau:

- 15. DGLR-Fach-Symposium Darmstadt, 29.11. - 01.12.2006
(aktuelle Informationen dazu werden
regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite
gestellt)
- Kurs "PIV" Göttingen, 13.-17.03.2006

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", STAB Organigramm



Projektgruppen Fachkreise	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügler	Stumpfe Körper/ Rümpfe	Laminarhal- tung von Tragflügeln	Hyperschall	Aeroelastik
Physikalische Grundlagen							
Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation							
Meßtechnik							
Anlagen							

Kuratorium

NN		(BMVg, Bonn)
Dipl.-Ing. Friedrich		(Panavia, München)
MinRat Friske		(BMW, Bonn)
Prof. Dr. Gersten		(Universität Bochum)
NN		(BMBF, Bonn)
NN	(Sprecher)	(DLR, Köln)
Dr. Lachenmeier		(DFG, Bonn)
Prof. Dr. Laschka		(DGLR, Bonn)
Prof. Madelung		(TU München)
Dipl.-Ing. Schmidt		(MTU, München)
Dr. Stüssel	(Stellv. Sprecher)	(EADS Aerospace Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer		(DLR, Köln)
NN		(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Behr		(Astrium-Space, München)
roland.behr@space.eads.net		Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629
Dr. Breitsamter		(Technische Universität München)
Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de		Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
Prof. Dr. Dillmann		(DLR, Göttingen)
andreas.dillmann@dlr.de		Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Dr. Eitelberg		(DNW, Emmeloord)
dnw@nlr.nl		Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Prof. Henke	(Sprecher)	(RWTH Aachen)
henke@ilr.rwth-aachen.de		Tel.: 0241 / 80 96800; Fax: 0241 / 80 92233
Prof. Dr. Krämer		(Universität Stuttgart)
kraemer@iag.uni-stuttgart.de		Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438
Dr. Hennig		(LFK, Unterschleißheim)
paul.hennig@lfk.eads.net		Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
Prof. Dr. Hönlinger	(Sprecher)	(DLR, Göttingen)
heinz.hoenlinger@dlr.de		Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
Dipl.-Ing. Pinar		(EADS Militärflugzeuge, München)
thilo.pinar@eads.com		Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. Nitsche		(Technische Universität Berlin)
w.nitsche@ilr.tu-berlin.de		Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955
Prof. Dr. Radespiel		(Technische Universität Braunschweig)
R.Radespiel@tu-bs.de		Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952
Prof. Dr. Rossow		(DLR, Braunschweig)
Cord.Rossow@dlr.de		Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dipl.-Ing. Schimke		(Eurocopter Deutschland, München)
dieter.schimke@eurocopter.com		Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. Schröder		(RWTH, Aachen)
office@aia.rwth-aachen.de		Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257

Projektgruppen

Flügel großer Streckung

Sprecher:

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

Flügel kleiner Streckung

Dr. Höld (EADS Militärflugzeuge, München)
Tel.: 089 / 607-29364; Fax: 089 / 607-29766
e-mail: roland.hoeld@eads.com

Drehflügler

Dr. Pahlke (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2630; Fax: 0531 / 295-2914
e-mail: klausdieter.pahlke@dlr.de

Stumpfe Körper/Rümpfe

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

**Laminarhaltung von
Tragflügeln**

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

Hyperschall

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

Aeroelastik

Prof. Dr. Hönlinger (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
e-mail: heinz.hoenlinger@dlr.de

Fachkreise

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

Wissenschaftlicher Koordinator

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

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-Forschergruppen

- 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 Verdichterschaukeln

Prof. Oberlack, Prof. Peinke
Prof. Költzsch, 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 2006.

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
Fax : 0551 / 709 - 2135
e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

Mit freundlichen Grüßen
Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

12. Workshop der „Strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft STAB“ im November 2005 am DLR-Standort Göttingen

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

Alle zwei Jahre findet im DLR in Göttingen ein Workshop statt, bei dem aus laufenden Arbeiten berichtet wird. Bei dieser Gelegenheit wird insbesondere dem wissenschaftlichen Nachwuchs die Möglichkeit gegeben, seine Themen einem größeren Fachpublikum vorzustellen und darüber zu diskutieren. Mit gut 60 Vorträgen und ca. 100 Teilnehmern hatte diese Veranstaltung in 2005 wieder einmal einen sehr erfreulichen Zuspruch.

Die Vorträge betreffen sowohl grundlagenorientierte als auch projektbezogene Themen, z.B. zum Airbus-Großflugzeug A380, Hubschraubern und Rückkehrkapseln aus dem Weltraum. Die Beiträge waren unterteilt in: Flügel großer Streckung, Flügel kleiner Streckung, Drehflügler, Stumpfe Körper/Rümpfe, Laminarhaltung von Tragflügeln, Aeroelastik, Hyperschall, Physikalische Grundlagen, Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation, Messtechnik

Die Lösung von Aufgaben in diesen Gebieten verlangt mehr denn je ausgeprägte interdisziplinäre Zusammenarbeit. Die Ergebnisse der Aerodynamik müssen in Strukturlösungen umgesetzt, und ggf. von Systemen angesteuert werden; hierbei gewinnt auch die Strömungs-Strukturkopplung und Aeroelastik zunehmende Bedeutung. Essentiell sind auch Lärmuntersuchungen und -prognosen. In enger Zusammenarbeit mit den Fachbereichen und Fachausschüssen der DGLR bildet das Kompetenznetzwerk STAB hierbei den Fokus der prägenden strömungsmechanischen Disziplinen.

In der Sitzung der STAB-Programmleitung wurde der besonderen Netzwerkaufgabe dadurch Rechnung getragen, dass STAB künftig von je einem Vertreter aus Industrie, Hochschule und DLR jeweils als Sprecher offiziell vertreten ist.

Das Bild zeigt die Teilnehmer im DLR_School_Lab, in dem die Vorträge gehalten wurden. Vorne rechts und in der Mitte sitzen die beiden STAB-Sprecher, Prof. Henke, RWTH Aachen, auch Mitglied des DGLR-Vorstandes, und Prof. Hönlinger, DLR.

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



15. DGLR-Fach-Symposium der STAB

vom 29. November bis 01. Dezember 2006
an der Technischen Universität Darmstadt
Fachgebiet „Strömungslehre und Aerodynamik“,
Prof. C. Tropea

Die begutachteten Beiträge werden wieder in einem zitierbaren Tagungsband veröffentlicht. Das Manuskript schicken Sie bitte an die Geschäftsstelle der STAB *), die Ihnen auch für Rückfragen gerne zur Verfügung steht.

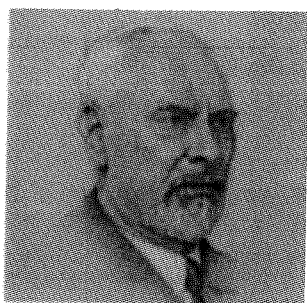
Das Manuskript ist allerspätstens 3 Wochen vor der Tagung vorzulegen.

Einzelheiten zur Anfertigung erscheinen ab ca. Mitte April im Internet unter www.dlr.de/agstab .

CALL FOR PAPER

(Einzelheiten folgen im April 2006 per e-mail und auf der STAB-WEB-Seite!!)

*) Geschäftsstelle der STAB, c/o DLR, Bunsenstraße 10, D - 37073 Göttingen,
Tel.: +49 / 551/709-2108; Fax.: -2135, e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de



Ludwig Prandtl

**BAIL 2006:
(Home)**

Contact

Conference Address

About the Conference

Topics

Deadlines

Registration and Fees

Accommodation (not available)

Programme (not available)

**International
Conference:
BAIL 2006
Boundary and Interior
Layers
- Computational & Asymptotic
Methods -**



24th - 28th July, 2006

organized by

Institute of Aerodynamics and Flow
Technology (AS), Braunschweig/Göttingen,
German Aerospace Center

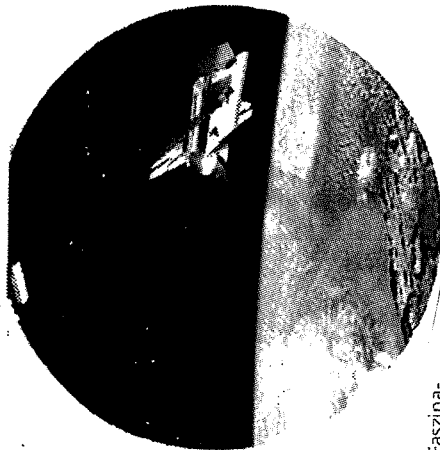
Institute for Numerical and Applied
Mathematics (NAM),
Georg-August University Göttingen

in Göttingen, Germany

weitere Infos siehe unter:

<http://www.num.math.uni-goettingen.de/grapin/bail/index.html>

All € and £ prices are net prices subject to local VAT, e.g. in Germany 7% VAT for books & journals and 16% VAT for electronic products. All prices exclusive of carriage charges. Prices and other details are subject to change without notice. All errors and omissions accepted.



X-SAR/SRTM – erfolgreiches Programm zur Erdbeobachtung.

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

Nehmen Sie aktiv am

Geschehen der Luft- und

Raumfahrt teil – werden

Sie Mitglied der DGLR!

19

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

DGLR e.V.

Godesberger Allee 70

53175 Bonn

Fax: 02 28 / 30 80 5-24

Ermäßigungen:

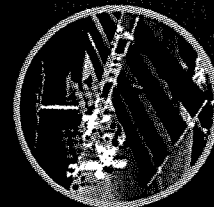
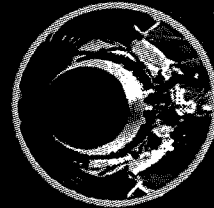
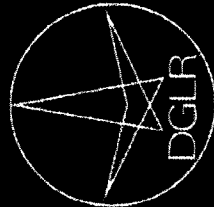
- 1/2 Abo-Preis für die „Aero-space Science & Technology“
- Reduzierte Gebühren für nationale und internationale (CEAS) Veranstaltungen
- Rabatt auf Fachliteratur der DGLR

Ausführliche Informationen

finden Sie auch unter folgender

Adresse im Internet:

<http://www.dglr.de>



Deutsche Gesellschaft für

Luft- und Raumfahrt –

Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)

Godesberger Allee 70
D-53175 Bonn

tel.: 02 28 30 80 5-0
fax: 02 28 30 80 5-24
Internet: www.dglr.de

Text und Redaktion
nach Bedarf

Druck

Druck: J. G. G. G. G.
Lithographie: J. G. G. G.

Gestaltung

Grafik: J. G. G. G.

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 (4,000 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
Clirect

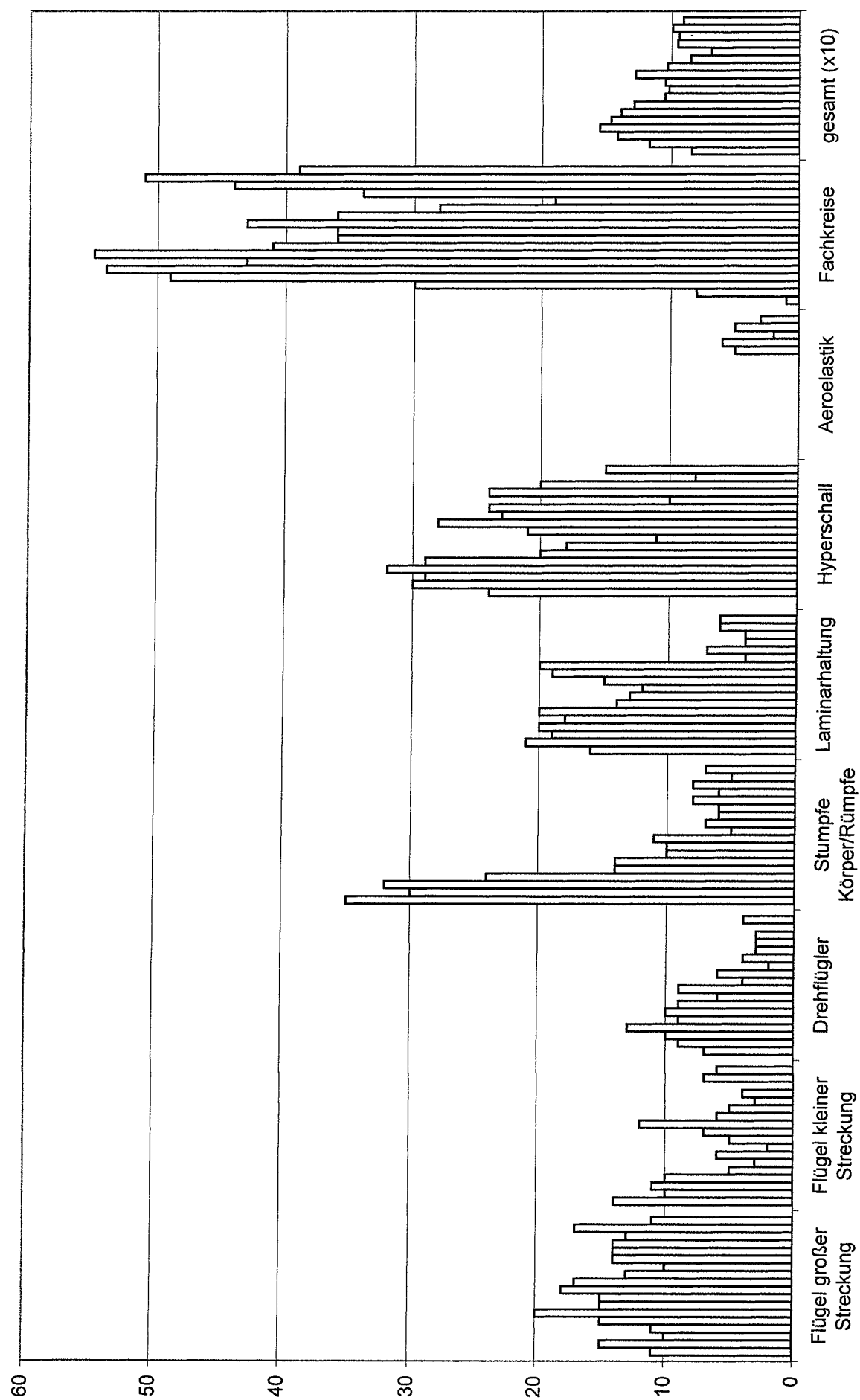
the free e-mail alerting service which delivers direct to your desktop:

- **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



Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Seite:

Dobriloff, Petz, Nitsche	Optimierung der Anregeparameter zur aktiven Ablösekontrolle an der Hinterkappenklappe einer generischen Hochauftriebskonfiguration	28
Domhardt, Petz, Nitsche	Experimentelle Untersuchungen von dreidimensionalen Anregeformen zur aktiven Beeinflussung von abgelösten Strömungen	30
Fischer	Vortex dominated flow effects on high-lift performance	32
Grote,	Untersuchungen zum Leitwerksüberziehen am generischen Modell eines Transportflugzeuges	34
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmarrays an Hochauftriebs-Konfigurationen in Kryowindkanälen	36
Krumbein	Automatic Transition Prediction and application to 3D Wing Configurations	38
Reckzeh	Future Aerodynamic R&T Work – Requirements from Airbus Aerodynamic Design	40
Scholz, Ortmanns, Kähler, Radespiel	Steigerung des maximalen Anstellwinkels eines Hochauftriebsprofils durch dynamisches Ausblasen	42
Send	Flapping-wing thrust in compressible flow	44
Voß, Peltzer, Nitsche	Entwicklung und Erprobung von Aktuatoren zur aktiven Ablösekontrolle an der Hinterkantenklappe einer Hochauftriebskonfiguration	46
Zurheide, Huppertz	Interaktion von Triebwerksstrahlen und Wirbeln im Nachlauf von Tragflügeln	48

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

Allen, Iatrou, Breitsamter	Aerodynamische Untersuchungen an Deltaflügeln mittels eines Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen	50
Alrutz, Rütten	Application of automatic grid adaptation to analyse vortex breakdown and flow structure	52
Furmann, Breitsamter	Analyse der Strömungsvisualisierungen an einer generischen Deltaflügel-Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante	54
Henning	A Stereo-PIV investigation of the vortex breakdown above a Delta wing	56
Schmid, Breitsamter	Untersuchung des turbulenten Strömungsfeldes an einer Delt-Canard-Konfiguration mit ausgeschlagener Vorderkantenklappe	58
Schütte, Konrath, Lüdeke	Numerische und experimentelle Untersuchung der Wirbelströmung um Deltaflügel mit runden Vorderkanten	60

Projektgruppe "Drehflügler"

Seite:

Le Chuiton	Quasi-stationäre Simulation eines EC-145 Gesamthubschrauber: Rumpf + Haupt- und Heckwirkscheiben + Triebwerksstrahlen	62
Schneider	Weiterentwicklung des DLR-Verfahrens TAU (cell-centered Option) zur verbesserten Simulation von Blattwirbelinteraktionen (BVI) bei Hubschraubern	64
Schöning	Validierung des DLR Strömungslöser FLOWer und TAU in abgelösten Strömungen am Beispiel des EC 145 Hubschrauberrumpfes	66
Yin	Aeroacoustic test results from HELINOVI main rotor/tail rotor/fuselage test in DNW	68

Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"

Guyot, Schülein	Untersuchungen zum widerstandsarmen Gitterflügel	70
Kovar, Schülein	Numerische Simulation von Querschubstrahlen zur Steuerung hochagiler Flugkörper	71
Kozmar	Experimentelle Untersuchungen von Windlasten auf Gebäude	73
Leopold	Untersuchung der Roll-, Nick- und Gierbewegungen von drallstabilisierten Flugkörpern in Überschallwindkanälen	75
Mannini	RANS simulation of incompressible flow around bridge sections	77
Seiler	Neue Möglichkeit der Kraftmessung am Stoßrohr-Windkanal STB des ISL	79
Srulijes	Aerodynamik von Gitterflügeln im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL	81

Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"

Burgmann	Scanning-PIV-Messungen an einer laminaren Ablöseblase	83
Hein	High-resolution nonlinear nonlocal instability analysis of crossflow-dominated transition scenarios	85
Mack, Chr. Sesterhenn	Iterative Verfahren zur Stabilitätsanalyse kompressible Strömungen	87
Schrauf	Zum Einfluss von 2D und 3D-Störungen auf den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag bei den Flugversuchen mit dem A320 HLFC Seitenleitwerk	89
Soda	DES study of unsteady shock/boundary-layer interaction	91

Würz, Sartorius, Kloker, Ries, Wagner, S. Smorodsky, Borodulin, Kachanov	Experimental, numerical and theoretical investigation of weakly nonlinear stages of transition in a non self-similar boundary layer	93
--	---	----

Projektgruppe "Hyperschall"

Bozic, Longo	Real-time unsteady-loads computation of railgun suborbital projectile during start	95
Bozic, Longo	Calculation of critical heat and mechanical loads for the flaps of the EXPERT capsule under chemical non-equilibrium flow condition	97
Eggers	DLR contributions to the aerodynamic/aerothermodynamic database for the HSTS and AREV	99
Estorf, Radespiel	Wärmeübergangsanalyse unter Berücksichtigung lateraler Wärmeleitung	101
Klinkov, Rein	Spectral analysis of unsteady interactions between a supersonic jet and a plate	103
Kumar, Olivier, Ballmann	Numerical investigation of real gas effects on type IV shock-shock interaction	105
Mack, A. Hannemann, V.	Durchführung gekoppelter aerothermodynamischer Simulation einer deformierbaren Nasenkappe unter Verwendung des DLR Strömungslösers TAU und einer ANSYS-Strukturmodellierung	107
Nastase	Fully-Optimized and fully-integrated model FADET II for space vehicle	109
Otto, Dankert	Simulation an Flugkörper-Radomen	111
Reimann, Hannemann, K., Hannemann, V.	Instationäre numerische Simulation von Stoßrohrströmungen	112
Reimann, Longo	Aerodynamische und aerothermodynamische Simulation des Wiedereintritts-flugkörpers Pre-X	114
Robinson	Development and testing in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) of a new short duration three component stress wave force balance	116
Schramm, Longo, Hannemann, K.	Erstellung des experimentellen aerothermodynamischen Datenbasis der Pre-X Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	118
Schülein, Trofimov	Experimental investigation of longitudinal vortices in separated turbulent flows	120

Thorwald, Mundt	Neuer Strömungslöser für Über-/Hyperschallströmungen	122
--------------------	--	-----

Projektgruppe "Aeroelastik"

Majic	Numerical simulation of oscillating wing using linear and nonlinear CFD methods	124
Nitzsche, Voß	Simulation des transsonischen Flatterns eines NLR7301-Profiles im Zeitbereich	126
Steimle	Experimentelle Untersuchung eines gepfeilten Tragflügels unter Drehschwingungen in transsonischer Strömung	128

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Babucke, Kloker, Rist	Numerische Untersuchungen zur Lärmentstehung in einer freien Scherschicht	130
Baysal, Rist	Untersuchungen zur Wirbeldetektion in Scherschichten	132
Gaudlitz, Adams	Direkte Numerische Simulation von MFD-Zweiphasenströmungen	134
Göksel, Rechenberg, Nayeri, Paschereit	Aktive Beeinflussung von Strömungsablösungen mit gepulsten Plasma-Aktuatoren	136
Grundmann, Tropea	Gepulste Plasma-Aktuatoren zur aktiven Grenzschicht-Beeinflussung	138
Hubel, Tropea	Untersuchungen zur instationären Aerodynamik an einem flügelschlagenden Vogelmodell	140
Kniesner, Jakirlic	Convective heat transfer in wall-bounded flows computed using a hybrid RANS/LES method	142
Saric, Jakirlic, Tropea	LES of rotating and swirling flows pertinent to combustor configurations	144

Fachkreis "Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation"

Alkishriwi	Large-Eddy Simulation of turbulent flows using preconditioning	146
Bui	Akustische Störungsgleichungen (APE-RF) zur Berechnung von Lärm bei reaktiven Strömungen	148
Eisfeld	Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen mit dem SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungmodell	150

Enk	Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES	152
Heinrich, Schwöppe	Implementierung und Anwendung strukturierter Algorithmen innerhalb des unstrukturierten TAU-code	154
Jester-Zürker, Jakirlic	Numerische Modellierung transsonischer Strömungskonfigurationen mit wandnahen Reynoldsspannungsmodellen	156
König	Numerische Analyse der Lärmmechanismen an Hochauftriebshilfen mit Verfahren hoher Ordnung	158
Kovar	Validation of computational fluid dynamics simulation methods for turbulent subsonic and transonic flows about missile configurations (GARTEUR AG 42)	160
Krömer	Grobstruktursimulation eines Hinterkantennachlaufs mit Ausblasung	162
Mahle, Mellado, Sesterhenn, Friedrich	LES of turbulent inert and reacting low Mach number shear layers with active scalars using explicit filtering	164
Ortmann	Auswirkungen auf die Aerodynamik durch akustische Maßnahmen an Tragflächen	166
Pfingsten	Nutzung der Synergien von Triebwerksströmung und Tragflügeln für spaltlose Hochauftriebskonfigurationen	168
Schaupp, Sesterhenn, Friedrich	Numerische Simulation stoßinduzierten Lärms	170
Stemmer	DNS zu Instabilitäten in hypersonischen Grenzschichten über einer ebenen Platte	172
Thimm, Wagner, C.	Optimierung von kompakten Wärmetauschern mittels numerischer Simulation	174
Vollmer, Gauger	Adjoint-based functional correction and mesh adaptation	176
Widhalm	Implementierung eines kontinuierlichen adjungierten Euler Löser in den TAU-Code	178
Widhalm	Tau particle tracer	180
Weinman	Implementation and Results of DES/LES/SAS methodologies for the prediction of massively separated flow	182

Fachkreis "Messtechnik"

Boden	Entwicklung einer neuartigen Laserschallquelle	184
Eder, Tropea	Halbmodellmesstechnik in Windkanälen	186

Herrig, Würz Krämer	Akustisches Messverfahren für den Einsatz in Windkanälen mit hohem Hintergrundstörpegel	188
Leuckert, Hoefener, Nitsche	Einsatz von thermoresistiven Oberflächensensor-Arrays zur Charakterisierung der Strömung an einem Vorflügel einer Hochauftriebskonfiguration	190
Möller, Büsing	Experimentelle Studie zur Regenabscheidung an Kraftfahrzeugen	192
Ortmanns	Untersuchungen von Grenzschichtströmungen mit Mikro-PIV (μ PIV)	194
Ortmanns, Bitter, Kähler	Untersuchungen dynamischer Aktuatorstrukturen in Wechselwirkung mit einer turbulenten Grenzschicht	196
Rist	Untersuchungen zur Schätzung fehlender Daten auf der Basis von Kriging und POD	198
Rudolph, Reyer, Nitsche	Untersuchungen zur Visualisierung und Quantifizierung von Wandschubspannungsfeldern mit Hilfe der Infrarot-Thermografie	200
Stahlbaum, Möller, Radespiel	Development of numerical and experimental simulation for cooling batteries	202

Fachkreis "Anlagen"

Barth, Bozic	Auslegung einer Untersuchungsanlage zur Gasbeschleunigung mittels des Magnet-Gas-Dynamik-Effektes	204
Heidebrecht	Ein numerisches Fernfeldmodell zur Untersuchung des Einflusses von Modellaufhängungen eines transsonischen Windkanals mit geschlitzten Wänden	206

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: C. Dobriloff, R. Petz, W. Nitsche

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

Adresse: Sekr. F2, Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: +49 (0)30 314-21373

Telefax: +49 (0)30 314-22955

e-mail : Christoph.Dobriloff@tu-berlin.de

Thema: **Optimierung der Anregeparameter zur aktiven Ablösekontrolle an der Hinterkantenklappe einer generischen Hochauftriebskonfiguration**

Ausgangssituation:

In aktuellen Forschungsprojekten werden experimentelle und numerische Untersuchungen zur aktiven Ablösekontrolle an verschiedenen Geometrien durchgeführt. Vorrangig werden für eine aktive Beeinflussung oszillierende Luftstrahlen verwendet, die in der Nähe der Ablösepotion aus einem dünnen Schlitz im Modell austreten. So können gezielt Instabilitäten in der abgelösten Scherschicht ausgenutzt werden, um die benötigte Energie für die Aktuation zu verringern. Durch die Wahl geeigneter Anregeparameter (Frequenz, Amplitude, Pulsweite) kann eine Strömungsablösung verzögert oder teilweise sogar ganz unterdrückt werden.

Am Institut für Luft- und Raumfahrt existiert ein Windkanalmodell, das für eine aktive Strömungskontrolle ausgelegt ist. Es handelt sich um eine generische Hochauftriebskonfiguration bestehend aus einem Hauptprofil (NACA 4412) und eine Einfachspalt-Hinterkantenklappe (NACA 4415). In der Hinterkantenklappe befindet sich in der Nähe der Vorderkante ein Schlitz, durch den von außen zugeführte Druckluft pulsierend ausgeblasen werden kann. Die Suche nach geeigneten Anregeparametern erfolgte bisher für jede Konfiguration von Anstell- und Klappenwinkel manuell. Dabei konnte aus messtechnischen Gründen die gegenseitige Beeinflussung der Parameter nicht, bzw. nur mit sehr hohem Aufwand untersucht werden.

Ziel:

Die Arbeit hatte zum Ziel, die wesentlichen Einflussgrößen der Anregung (Frequenz, Amplitude und Pulsweite) zu optimieren, um die Strömung mit möglichst wenig Energieaufwand zum Anliegen zu bringen, bzw. anliegend zu halten. Die Beeinflussung ist dabei besonders effizient, wenn mit möglichst kleinem Impulsbeiwert c_{μ} (Amplitude) ein möglichst hoher Auftriebsgewinn ($\Delta c_a/c_{\mu}$) erzielt werden kann. Die Suche nach den optimalen Parametern sollte dabei weitestgehend automatisch, also computerunterstützt durchgeführt werden.

Lösungsweg:

Für ausgewählte Anstell- und Klappenwinkelkonfigurationen sowie verschiedene Anströmgeschwindigkeiten wurden umfangreiche Parametervariationen durchgeführt. Als Messgröße zur Bestimmung der Effektivität der Anregung wurde der Gesamtauftriebsbeiwert herangezogen, der aus der Druckverteilung über dem Haupt- und Klappenprofil bestimmt werden konnte. Aus den so ermittelten Auftriebsbeiwerten konnten die optimalen Anregeparameter gefunden werden. Weiterhin konnte die gegenseitige Beeinflussung der verschiedenen Parameter untersucht werden.

Ergebnis:

In Abb. 1 sind exemplarisch die Ergebnisse für eine der untersuchten Anstellwinkelkonfigurationen dargestellt. Ohne Anregung ($c_{\mu}=0$) beträgt der Auftriebsbeiwert etwa $c_a=2,1$. Bei zu-

nehmender Amplitude steigt der Auftrieb fast sprunghaft an, wobei dieser Anstieg bei höheren Frequenzen (Strouhalzahlen) etwas geringere Amplituden erfordert (linkes Bild). Nach diesem Sprung lässt sich der Auftrieb teilweise sogar noch weiter steigern, wobei jedoch die Effizienz der Anregung mit steigender Amplitude wieder abnimmt (rechtes Bild). Eine optimale Anregung findet entsprechend unmittelbar im Bereich des ersten Auftriebsanstiegs statt (siehe Markierungen im rechten Bild).

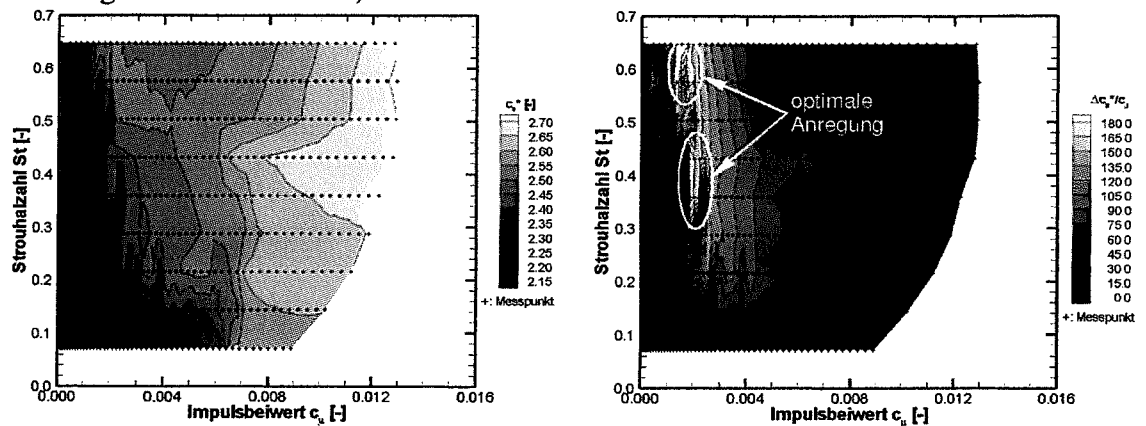


Abb. 1: Parametervariation bei $\alpha=7^\circ$ und $\delta_f=30^\circ$ mit $u_\infty=20\text{m/s}$ und 50% Pulsweite

Zusätzlich zu den Parametervariationen wurde für ausgewählte Testfälle eine Strömungsvisualisierung auf der Hinterkantenklappe mittels Ölanstrichverfahren durchgeführt. Abb. 2 zeigt eine vollständig abgelöste Strömung auf der Klappenoberseite (oberes Bild), die durch geeignete Wahl der Anregeparameter über einen weiten Bereich wieder zum Anliegen gebracht werden kann (unteres Bild). Die spannweiteige Ungleichförmigkeit wird hierbei durch die Aktuatorgeometrie verursacht.

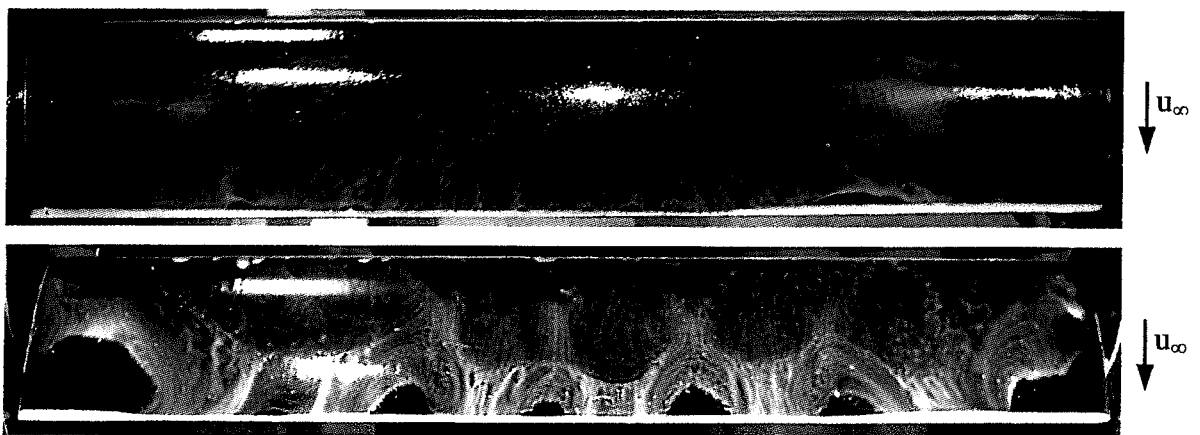


Abb. 2: Ölanstrichbilder ohne (oben) und mit (unten) Anregung ($\alpha=6^\circ$ und $\delta_f=40^\circ$ mit $u_\infty=15\text{m/s}$)

Abschließend haben die Untersuchungen gezeigt, wie unterschiedlich der Einfluss aller betroffenen Parameter auf die Wirksamkeit einer aktiven Beeinflussung von Strömungsablösungen ist, und wie komplex diese miteinander verknüpft sind und sich dabei auch gegenseitig stören können. Die Optimierung dieser Parameter stellt insofern eine anspruchsvolle Herausforderung auch für weitere Forschungsarbeiten dar.

Literatur:

- [1] Tinapp, F.: Aktive Kontrolle der Strömungsablösung an einer Hochauftriebs-Konfiguration, Dissertation, TU Berlin, Dezember 2001
- [2] Wygnanski, I.: The Variables Affecting the Control of Separation by Periodic Excitation, AIAA Paper 2004-2505, 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June - 01 July 2004, Portland, Oregon

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: J. Domhardt, R. Petz, W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: 030/31421559

Telefax: 030/31422955

weitere Partner: keine

e-mail : jan.domhardt@ilr.tu-berlin.de

Thema: Experimentelle Untersuchungen von dreidimensionalen Anregeformen zur aktiven Beeinflussung von abgelösten Strömungen

Ausgangssituation:

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 557 "Beeinflussung komplexer turbulenter Scherschichten" werden an der TU Berlin Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung abgelöster Strömungen durch periodisch oszillierende Wandstrahlen durchgeführt [1], [2]. Besonders effizient arbeiten diese Systeme, wenn die Anregfrequenz im Bereich natürlich auftretender Strömungsinstabilitäten liegt. Dabei kamen bisher ausschließlich zweidimensionale, d.h. spannweitig gleichförmige Anregemuster mit unterschiedlichen Aktuatorssystemen zum Einsatz.

Ziel:

An einem generischen Klappenmodell mit Vorflügel soll die Ausdehnung des sich ausbildenden Ablösegebietes durch gezieltes Einbringen von periodischen Störimpulsen in die abgelöste Scherschicht verringert werden. Dabei sollen zwei- und dreidimensionale Anregeformen verglichen und optimiert werden.

Lösungsweg:

In das vorhandene Windkanalmodell wurde zunächst ein spannweitig segmentiertes Aktuatorsystem integriert. Dieses arbeitet mit einem pulsierenden Luftstrahl, dessen Frequenz mittels schnellschaltender Magnetventile gesteuert wird. Um beliebige dreidimensionale Anregeformen (spannweitig und zeitlich versetzte Pulse) erzeugen zu können, sind die Ventile unabhängig voneinander ansteuerbar, was durch den Einsatz eines programmierbaren Mikrocontrollers erreicht wurde.

In einem ersten Schritt wurden mit Hilfe verschiedener Visualisierungsverfahren die Grundströmung und unterschiedliche Anregezustände miteinander verglichen. Daran anschließend wurden verschiedene Meßverfahren (Particle Image Velocimetry, Hitzdraht-Feldmessung, spannweitig verteilte Wanddruckmessungen) gezielt zum Vergleich verschiedenster Anregevarianten hinsichtlich Ablöseposition und Wiederanlegelänge eingesetzt.

Neben Anregfrequenz und Ausblasgeschwindigkeit kommen bei der Verwendung von dreidimensionalen Anregeformen Phasenwinkel und Anregemuster als Optimierungsparameter hinzu, so dass sich der Vergleich auf die Untersuchung eines exemplarischen Strömungsfalls mit einem festgelegten Klappenanstellwinkel (30°), einer fixierten Vorflügelposition und einer Anströmgeschwindigkeit von 15m/s beschränken musste.

Neben den Messungen der strömungsmechanischen Größen wurden auch Untersuchungen zur Geräuschentwicklung durchgeführt, da verschiedene Anregemuster bei gleicher Amplitude deutlich unterschiedliche Lärmbelastungen hervorrufen.

Ergebnis:

Unter Verwendung von pulsierender dreidimensionaler Anregung erweitert man das Prinzip der Scherschichtanregung mittels charakteristischer Frequenzen um das Einbringen von räumlich versetzten, kurzen Störungen mit vergleichsweise hoher Maximalgeschwindigkeit.

Auf diese Weise werden am Ablöseort dreidimensionale Längs- und Querswirbel erzeugt, die in der Folge die Paarung von kohärenten Strukturen begünstigen und damit einen stärkeren Austausch zwischen Scherschicht und Ablösegebiet, resultierend in schnellerem Wiederanlegen, bewirken. Die Tatsache, dass das Verhältnis von Ausblaszeit zu Schließzeit jedes einzelnen Aktuatorsegments sehr klein wird, resultiert in relativ geringen mittleren Störgeschwindigkeiten. Somit ist es möglich, bei gleichem Versorgungsluftdruck eine gegenüber der zweidimensionalen Anregung erhöhte Rezeptivität der Strömung für die eingebrachten Störungen zu erreichen.

Im Mittel wird mit der dreidimensionalen Anregung bei gleichem Versorgungsluftdruck eine um bis zu 36% kürzere Wiederanlegelänge bei einem um 50% niedrigeren Ausblas-Volumenstrom und einer gleichzeitigen Lärmpegelsenkung um ca. 2dB(A) gegenüber der zweidimensionalen Anregung erreicht. Im Umkehrschluss bedeutet dies einen niedrigeren notwendigen Versorgungsdruck bei gleicher Wirkung.

Als interessanter Nebeneffekt konnte während der Messungen ein ausgeprägtes Hystereseverhalten der Strömung beobachtet werden. Nach nur wenigen Sekunden Anregung zeigten sowohl die Wollfadenvisualisierung als auch die Wanddruckverteilung minutenlang weitgehend anliegende Strömung an, was nur durch den Übergang der Strömung in einen stabilen Energiezustand erklärt werden kann.

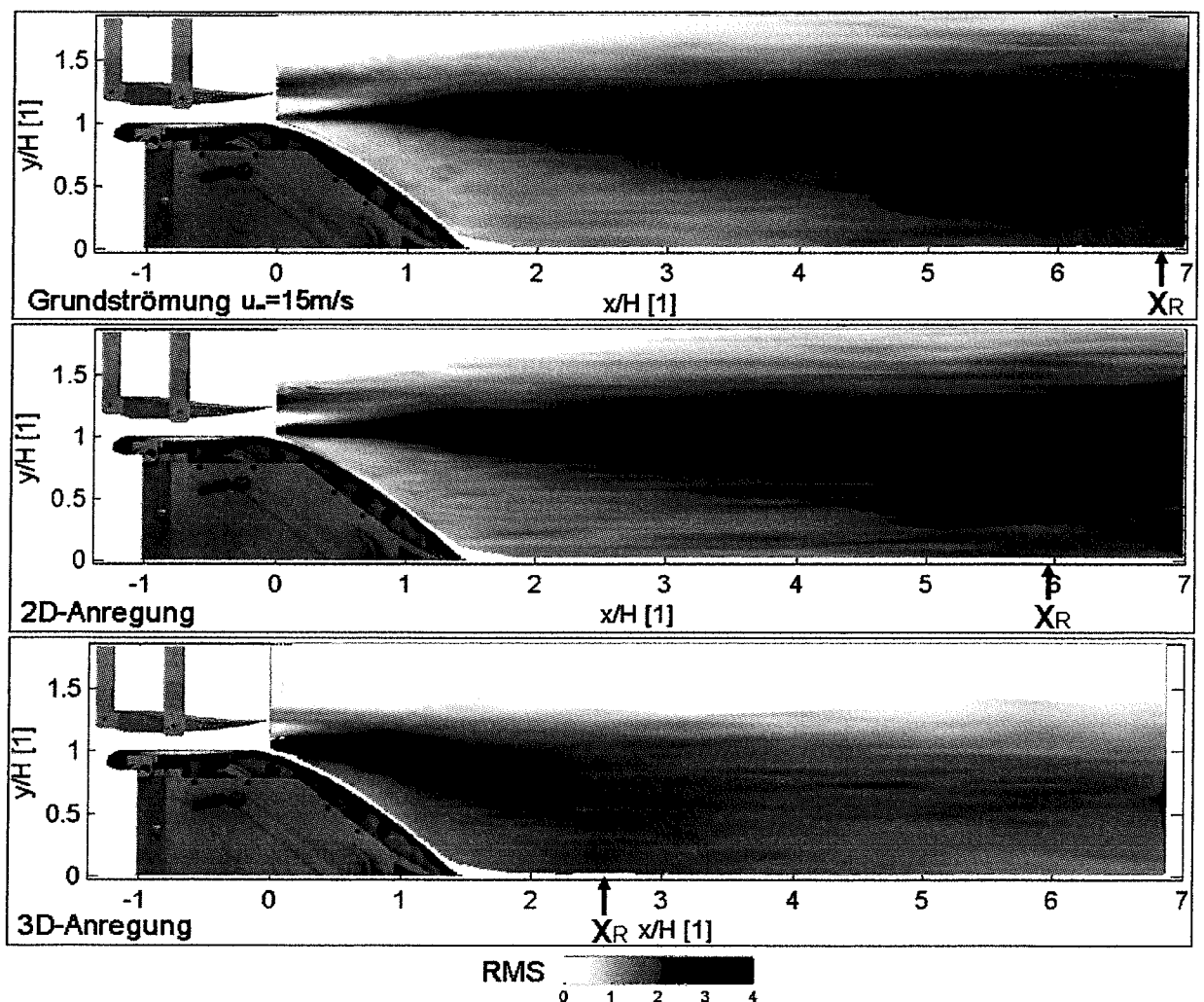


Abbildung 1: Scherschichtausbreitung und Wiederanlegepunkt x_R bei verschiedenen Anregezuständen

Literatur:

- [1] R. Petz, W. Nitsche: Active Separation Control on a High-Lift Configuration by a Periodically Pulsating Jet, 24th ICAS, Yokohama, Japan, 2004
- [2] R. Petz, W. Nitsche, M. Schatz, F. Thiele: Auftriebssteigerung durch aktive Strömungsbeeinflussung an der Hinterkantenklappe einer generischen Hochauftriebskonfiguration, 14. DGLR-Fach-Symposium der STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik

Ansprechpartner: Dr. Markus Fischer

Institution: Airbus Deutschland GmbH

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

Telefon: 0421/538-6248

Telefax: 0421/538-4486

e-mail :markus.m.fischer@airbus.com

**weitere Partner: Dr. Klaus-Peter Neitzke, Ronald Gramlow (Airbus Deutschland),
Dr. Andreas Schröder (DLR)**

Thema: Vortex dominated flow effects on high-lift performance
Low-speed, low-Re-No. testing in LSWT in Eurolift 2

Ausgangssituation:

The methods used for aerodynamic high-lift design and development have been steadily improved to be more efficient and accurate, but flexible and robust too. Within that process the final objective for both, the numerical tools and the experimental methods, is to simulate the real scale flow behaviour of an aircraft in high-lift configuration under flight conditions. Both approaches are currently limited to some extent.

For the numerical approach the reliability of the results is still widely uncertain due to the influence of physical and numerical modelling and the difficulties of clearly deriving and isolating sources of uncertainty by comparison to validation experiments. On the experimental side there are concessions concerning detailed geometrical representation of the model and taking fully account all aeroelastic effects during testing.

There is a strong demand from industry to use CFD earlier in the design phase than it happens today. Consequently, the development and subsequent provision of reliable and validated CFD tools can be achieved through a thorough and comprehensive experimental data base for CFD validation purposes.

Ziel:

Based on the obtained knowledge in EUROLIFT I for a simplified high-lift model, the EUROLIFT II aims at an investigation of a fully complex high-lift configuration over a wide Re-No. range. For that purpose the model geometry and the flow complexity is to be stepwise increased up to a state of the art high lift configuration, s. Fig.1. This includes in the end slat cut-outs, VHBR nacelle/pylon, nacelle strakes and slat and flap ends to fuselage junction.

STAB

Lösungsweg:

Test were performed under atmospheric conditions (low Re-No. testing in LSWT) and cryogenic conditions (high Re-No. testing in ETW). This paper reports only about the low Re.-No. testing in LSWT, s. Fig.2. The test focussed on the investigation of vortex phenomena produced by gaps and strakes which are crucial for high lift performance. The corresponding flow fields were deeply investigated by means of force balance, PIV, IR (Infra Red), pressure measurements (pressure holes and 5-hole probe) as well as flow visualization.

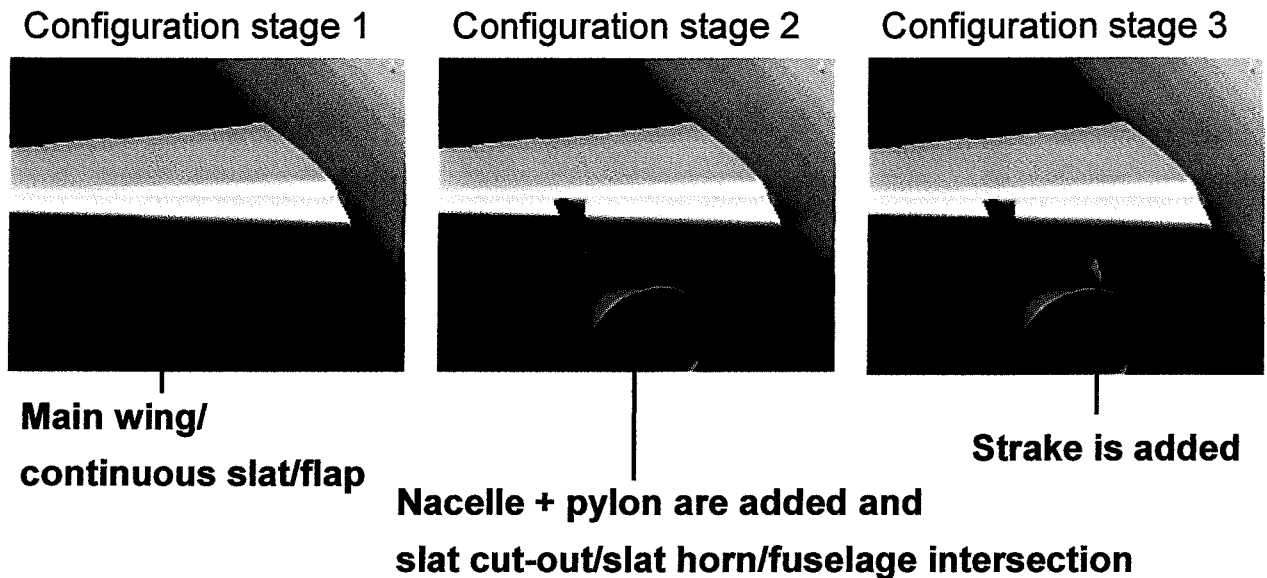


Fig.1 Complexity increase on tested model from simple to full high-lift configuration



Fig.2 PIV measurements on high-lift model in LSWT

Literatur:

[1] K.-P. Neitzke; R. Rudnik; A. Schröder: *Low speed validation tests on engine/airframe integration within the EC project EUROLIFT II*, AIAA 2005-3704.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Arne Grote

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: Rolf Radespiel

Thema: Untersuchungen zum Leitwerksüberziehen am generischen Modell eines Transportflugzeuges

Ausgangssituation: Um bei Entwürfen moderner Transportflugzeuge die Leitwerksgrundfläche zugunsten der Flugleistungen verringern zu können, sind bereits im frühen Entwurfsstadium gesicherte Vorhersagen des Manöverflugverhaltens bei geringen Geschwindigkeiten erforderlich. Hierzu werden hochwertige Simulationen der komplexen viskosen Strömungen um Rumpf und Leitwerk benötigt. Heutige numerische Verfahren zur Simulation der dreidimensionalen Strömung sind grundsätzlich in der Lage, das mit zunehmender, aerodynamischer Belastung nichtlineare Verhalten der Wirksamkeiten von Leitwerksflosse und -ruder vorherzusagen, jedoch konnten sie bislang aufgrund fehlender experimenteller Daten nicht für die speziellen Strömungsphänomene am Leitwerk validiert werden.

Ziel: Mit Hilfe des generischen Modells eines Transportflugzeuges mit Höhenleitwerk sollen hochwertige, experimentelle Validierungsdatensätze für die Leitwerksumströmung nahe der Überziehgrenze unter Langsamflug-Bedingungen bereitgestellt werden. Anhand ausgewählter Testfälle soll mit diesen Datensätzen in einem zweiten Schritt das Verfahren zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen TAU des DLR verifiziert und validiert werden. Desweiteren lassen sich aus diesen Ergebnissen wesentliche aerodynamische Entwurfssensitivitäten des Leitwerksüberziehens identifizieren und analysieren, um bei zukünftigen Entwürfen Berücksichtigung zu finden.

Lösungsweg: Der Entwurf eines generischen Forschungsmodells wurde durch die Forderung nach maximaler Reynoldszahl am Höhenleitwerk bestimmt. An einer typischen Leitwerksgeometrie (Streckung 4,5 und Flügelzuspitzung 0,42) lassen sich im Windkanal MUB des ISM bei einem Messstreckenquerschnitt von $1,3 \times 1,3 \text{ m}^2$ Reynoldszahlen von etwa $Re = 1,0 \cdot 10^6$ erzielen (gegenüber $Re = 3,5 \cdot 10^6$ bei industriellen Vergleichsmessungen). Bei diesem Entwurf beträgt die Spannweite des Leitwerks 880mm (etwa 68% der Messstreckenbreite), hieraus ergibt sich eine mittlere Flügeltiefe von 200mm. Alle weiteren geometrischen Abmessungen wurden in Anlehnung an ein typisches Single-Aisle Flugzeug der 100 Passagiere-Klasse gewählt. Es ergibt sich für das Modell eine Gesamtlänge von 2050mm und ein 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 des Tragflügels, um die Stärke des induzierten Abwindes am Höhenleitwerk auf einem realitätsnahen Niveau zu erhalten. In der Messstrecke erzeugt das Modell eine Versperrung von etwa 20%. Dieser hohe Wert kann jedoch akzeptiert werden, da der Windkanal für die numerischen Simulationen in die Modellierung mit einbezogen wird. Auf diese Weise lassen sich Leitwerksgeometrien bei Reynoldszahlen untersuchen, die bei konventionellem Modellaufbau etwa doppelt so große Messstrecken erfordern würden.

Ergebnis: Für das Windkanalmodell wurde zunächst mit einer in das kombinierte Panel-Grenzschichtverfahren XFOIL integrierten inversen Entwurfsroutine das Forschungsprofil HGR-02 entworfen [1]. Es besitzt bei reduzierter Reynoldszahl ($1,0 \cdot 10^6$ an Stelle $3,5 \cdot 10^6$) einen dem industriellen Ausgangsprofil vergleichbaren Maximalauftrieb. Auch das Profilverhalten, charakterisiert durch die Verlagerung der Ablöse- und Anlegepunkte der Strömung mit dem Anstellwinkel, konnte auf das neue Profil übertragen werden. Nur die Ausdehnung der laminaren Ablösung an der Profilvorderkante fällt aufgrund der geringeren Reynoldszahl größer aus. Für den aerodynamischen Entwurf des Tragflügels in der geschlossenen Messstrecke des Windkanals wurde ein klassisches Wirbelleiterverfahren um das Spiegelungsprinzip erweitert, so dass die kinematische Strömungsbedingung nicht nur im Aufpunkt sondern auch an den Wänden des Kanals erfüllt wird. Durch Variation der Verwindung gelingt es mit diesem Verfahren einen Rechteckflügel so zu entwerfen, dass sein im Windkanal erzeugtes Abwindfeld am Ort des Höhenleitwerks vom Verlauf längs Spannweite dem eines Vergleichsflügels in Startkonfiguration unter Freiflug-Bedingungen entspricht.

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 ~~34~~ der Messstrecke aufgehängte Modell in einer Ansicht von hinten auf die Leitwerke.

In der ersten Messkampagne wurde das Strömungsverhalten am Leitwerk bei natürlicher Transition untersucht. Auf dem Ölanstrichbild der Leitwerkssaugseite in Bild 2a) ist daher durch die Farbansammlung an der Vorderkante die Lage der laminaren Ablöseblase zu erkennen. Eine turbulente Hinterkantenablösung am Außenflügel hat sich bereits über die Scharnierlinie des Ruders ausgedehnt. Diese Ablösung wird in der voll turbulenten Simulation [2] mit einer geringeren Ausdehnung wiedergegeben. Mit zunehmendem Anströmwinkel dehnt sie sich zur Vorderkante hin aus. Das Überziehen wird durch eine Störung der laminaren Ablöseblase verursacht, in deren Folge sie aufplatzt. Nach bisherigem Stand der Versuchsauswertungen wird diese Störung durch einen am Flügelradbogen zu erkennenden Wirbel ausgelöst. Hierdurch kommt es zur Ausbildung eines großflächigen, das gesamte Leitwerk überdeckenden Wirbels, dessen Zentrum in der Verschneidung zwischen Rumpf und Leitwerk liegt (Bild 3b)). Die im äußeren Leitwerksschnitt gemessenen Druckverteilungen in Bild 4a) zeigen einen stetigen Anstieg der Saugspitze trotz deutlicher Strömungsablösungen von der Hinterkante. Das Überziehen tritt abrupt auf. Gute Übereinstimmungen mit den Simulationen zeigt auch eine Druckverteilung des Außenschnitts in Bild 4b). Lokale Abweichungen lassen sich durch die unterschiedlichen Annahmen der Transition erklären. So beeinflusst das Auftreten der laminaren Ablöseblase im Experiment ein Anwachsen der Grenzschicht und damit auch die Kutta'sche Abflussbedingung, wodurch sich die erzielte Saugspitze an der Vorderkante reduziert. In der zweiten Messkampagne wurde das Auftreten der laminaren Ablöseblase am Leitwerk durch eine gezielte Beeinflussung der Transition unterdrückt. Ein Korund-Streifen im Bereich der Saugspitze führt zu einem künstlichen Umschlag der Grenzschichtströmung. Dies bewirkt eine kontinuierliche Abnahme des negativen Auftriebs am Leitwerk beim Überziehen durch Ausbildung eines Wirbelpaares am Außenflügel, das sich langsam zum Innenflügel hin ausdehnt. Der Vortrag auf dem STAB-Workshop wird insbesondere auf die Ergebnisse der beiden Messkampagnen zum Leitwerksüberziehen für natürliche und künstlich herbeigeführte Transition eingehen. PIV Untersuchungen der Hinterkantenablösung sowie der Leitwerkszuströmung ermöglichen zusätzlich detaillierte Vergleiche mit den Ergebnissen der numerischen Simulation.

Literatur:

- [1] Grote, A. und Radespiel, R.: Aerodynamische Untersuchungen an Leitwerken für Transportflugzeuge. Institutsbericht 2003/7, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2003.
- [2] Grote, A. und 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 2005.

Weiteres Vorgehen: Nach vollständiger Auswertung der zweiten Messkampagne werden insbesondere die numerischen Simulationen ausgedehnt. Dies wird u.a. den fixierten laminar/turbulenten Umschlag am Leitwerk betreffen, um dadurch verbesserte Übereinstimmungen in den Versuchsrandbedingungen zu erzielen. In einer weiteren Messkampagne werden Kraftmessungen am Leitwerk und verbesserte PIV Untersuchungen angestrebt. Sie sollen helfen, die Störung der Grenzschichtströmung durch den aufgebrauchten Korund-Streifen und ihren Einfluss auf die turbulente Ablösung zu bewerten.

Datum: September 2005

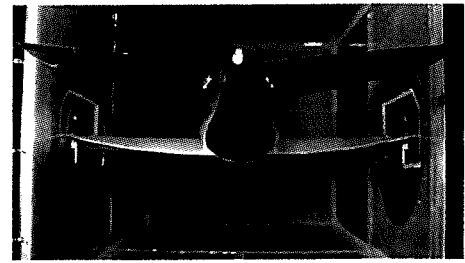


Bild 1: Modell im Windkanal MUB des ISM, Ansicht auf das Leitwerk

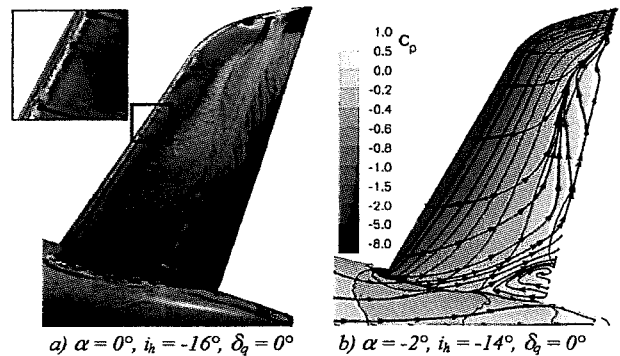


Bild 2: Vergleich der Wandstromlinien von Messung und Simulation

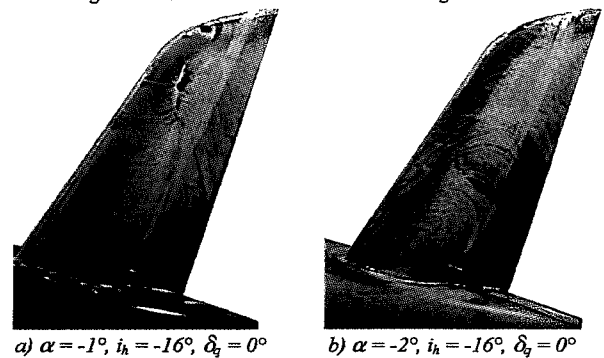
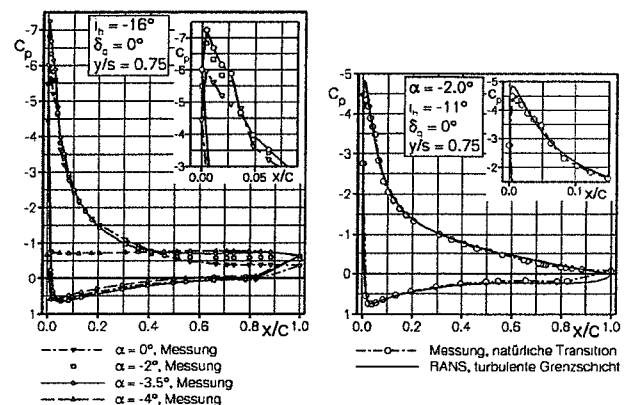


Bild 3: Strömungsvisualisierung mittels Ölanstrichbildern



a) Gemessene Druckverteilungen b) Vergleich mit CFD-Simulation

Bild 4: Druckverteilungen im Außenschnitt des Leitwerks

ermöglichen zusätzlich detaillierte Vergleiche mit den

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin		
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829 e-mail: hp.kreplin@dlr.de	
weitere Partner	Dr. G. Höhler, Dr. St. Koch, DLR, Inst. AS Airbus Deutschland, Bremen Inst. für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin DNW-KKK ETW		
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächen- heißfilmarrays an Hochauftriebskonfigurationen in Kryo-Windkanälen		

Ausgangssituation

Messungen an Hochauftriebsmodellen im Windkanal werden meist ohne künstliche Grenzschichttransition an den einzelnen Elementen der Tragflügel (Vorflügel, Hauptflügel, Klappen) durchgeführt. Dabei wird angenommen, daß die Grenzschichtentwicklung und insbesondere der Umschlag bei den hohen Anstellwinkeln am Modell mit der an der Großausführung im Flug vergleichbar ist. Diese Annahme ist durch entsprechende Grenzschichtuntersuchungen zu verifizieren.

Ziel

Untersuchung von Grenzschichtphänomenen an Hochauftriebsmodellen von Transportflugzeugen im Windkanal: Bestimmung der Lage des Umschlages und der Ablösung.

Lösungsweg

Als Meßverfahren wird die Oberflächenheißfilmtechnik verwendet. An den verschiedenen Elementen der Flügel von Hochauftriebsmodellen wurden und werden auch weiterhin Heißfilmarrays in atmosphärischen Windkanälen eingesetzt. Erstmals wurde von uns diese Messtechnik mit Sensorarrays auf Kapton-Trägerfolien in Kryo-Windkanälen erprobt.

Ergebnis

Die erste Erprobung der Messtechnik erfolgte am FNG Hochauftriebsmodell im Kryo-Kanal Köln (DNW-KKK). Das Halbmodell ist mit Vorflügel, Hinterkantenklappe und Durchflussgondel versehen, s. Bild 1. Je ein konventionelles Heißfilmarray war am Vorflügel (Slat) und im Nasenbereich des Hauptflügels (ohne Slat) montiert, Bild 2. Zur Vermeidung künstlicher Rauigkeiten auf der Modelloberfläche war die Dicke der Zuleitungen auf der Trägerfolie auf 1 µm reduziert.

Messungen wurden bei einer Anström-Machzahl $Ma = 0,18$ und Gastemperaturen zwischen Umgebungstemperatur und 100 K durchgeführt. Gleichzeitig zu den Heißfilmmessungen wurden Transitionsmessungen mit Infrarotthermographie bis 205 K und mit temperaturempfindlicher Farbe (TSP) von 205 K und 100 K durchgeführt. Als Ergebnisbeispiel sind in Bild 3 Heißfilmsignale am Slat gezeigt, die bei $Ma = 0,18$, $\alpha = 13,5^\circ$ und $T = 100$ K aufgenommen wurden. Man erkennt, dass bei dieser hohen Reynoldszahl nur nahe der Slatnase die Grenzschicht laminar ist (s. 4. bis 6. Signal).

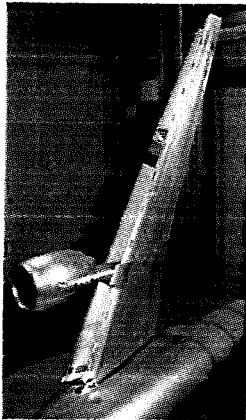


Bild 1:
FNG-Modell in
der Schleuse des
KKK

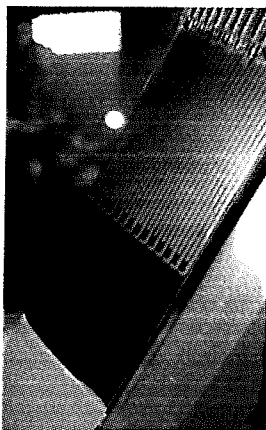


Bild 2:
Oberflächenheiß-
filmarray auf dem
Slat des Modells

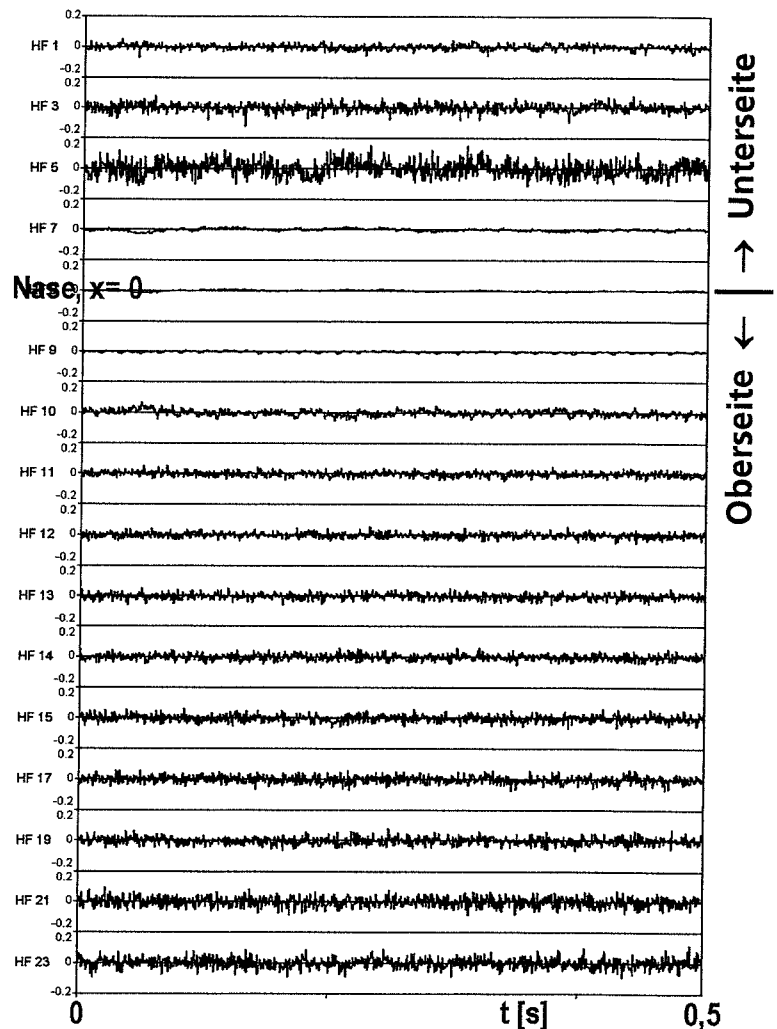


Bild 3: Heißfilmsignale am Slat,
 $Ma = 0,18$; $T = 100$ K; $\alpha = 13,5^\circ$

Eine weitere Erprobung der Heißfilmtechnik wurde im Rahmen des EU-Projekts EUROLIFT II an einem schiebenden Profilmodell im PETW durchgeführt. Die maximale Reynoldszahl wurde hier bei einer Temperatur von $T = 120$ K und einem Druck von $p = 4$ bar erreicht. Auch unter diesen Bedingungen arbeitete die Technik und erlaubte die Bestimmung von Grenzschichtumschlag und Ablösung.

Weiteres Vorgehen

EU-Projekt EUROLIFT II:
Untersuchungen zur Transitionserkennung mit Oberflächenheißfilmarrays am Vorflügel eines Hochauftriebsmodells im ETW unter Kryobedingungen.

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:

Thema:

Automatic Transition Prediction and Application to 3D Wing Configurations

The modeling of laminar-turbulent transition in RANS solvers is a necessary requirement for the computation of flows over airfoils and wings in the aerospace industry because it is not possible to obtain quantitatively correct results if the laminar-turbulent transition is not taken into account. Especially the simulation of flows around high-lift systems of aircraft may result in significant errors when the transition points are of insufficient accuracy or are not taken into account at all. High-lift systems very often involve multi-component wings (e.g. slat, main wing and flaps) and may have very high levels of total circulation. Because all components of the high-lift system are in close interaction with one another the total circulation and the complete flow field may be strongly affected by a wrong transition location on one of the components. Although the overall lift value may be predicted with satisfactory accuracy slight deviations between the real and the computed pressures can lead to large errors in the computed overall drag value. This issue was investigated in detail in Ref. 1 and it was shown that the overall pressure drag of a high-lift configuration, which dominates the drag value of the configuration as a whole as well as the drag of every single element, is composed of a balance of very large positive and negative contributions. The contribution of one single element may be one order of magnitude larger than the resulting overall drag of the complete configuration. Thus, a relative error of 5% of the computed drag on the slat upper side may result in a change of 50% for the overall drag value.

For the design process of wings in industry, there exists the demand for a RANS-based CFD tool that is able to handle flows automatically and autonomously with laminar-turbulent transition. Existing transition prediction methods vary from empirical transition criteria via the local, linear stability equations based on small disturbance theory or non-local, linear and non-local, non-linear stability methods using the parabolized stability equations over large eddy simulations to direct numerical simulations of the Navier-Stokes equations. Empirical transition criteria and the e^N -method² based on local, linear stability theory and the parallel flow assumption represent *state-of-the-art* methods for the prediction of transition onset in many industrial applications. Although they do not account for a number of fundamental aspects in the transition process e^N -methods are used in aircraft industry most frequently for design purposes covering transition due to Tollmien-Schlichting and cross flow instabilities. Because there are no other practical methods presently available for industrial applications e^N -methods together with the two- N -factor method and empirical criteria for transition mechanisms which are not covered by the e^N approach (e.g. bypass and attachment line transition) are going to be used further on for the design of aircraft wings and wing systems even for a future laminar wing of transport type aircraft.

The first steps towards the setup of a RANS-based CFD tool with automatic transition prediction were made e.g. in Ref. 5, where a RANS solver and an e^N -method were applied and in Ref. 6, where a RANS solver, a laminar boundary-layer method³ and an e^N -method were coupled. There, the boundary-layer method was used to produce highly accurate laminar, viscous layer data to be analyzed by a linear stability code. Hence, the very expensive grid adaptation necessary to produce accurate viscous layer data directly from the Navier-Stokes grid was avoided. The use of e^N -database methods⁴ results in a coupled program system that is able to handle transition prediction automatically. In Ref. 10 a database for the growth rates is used which are represented by a trained neural network based on Falkner-Skan-Cooke profiles. Alternative approaches using a transition closure model or a transition/turbulence model directly incorporated into the RANS solver are documented in Refs. 11-13. A correlation-based transition modeling approach built on local variables using transport equations for the intermittency and for a transition onset criterion in terms of the momentum thickness Reynolds number is documented in Ref. 14.

At the DLR, the block structured RANS code FLOWer⁵ is used together with the laminar boundary-layer method in Ref. 7 and the e^N -database methods in Refs. 8 and 9. The laminar boundary-layer method and the e^N -database methods form a so called 'transition prediction module' that is coupled to the RANS solver and that interacts with the RANS solver during the computation. 11 Presently, the transition prediction module of FLOWer can be applied to two-dimensional one-element or multi-element configurations and to three-dimensional one-element wing configurations. The description of transitional flow regions in FLOWer is done either by the application of point transition or by the application of physical models of transitional flow. The application of point transition means that turbulence quantities, which are suppressed in the laminar part of the flow, suddenly become active at the location of transition onset. This procedure results in a sudden change of the flow quantities in this area. Due to the effects of numerical dissipation a small transitionlike flow region is generated artificially in a computation without physical transition modeling. However, the sudden change of the flow quantities is often strong enough to prevent the convergence of the iterative transition prediction process. 12 In addition, the application of point transition generates a strong upstream influence so that the transitionlike flow region starts considerably upstream of the transition location. In two-dimensional airfoil flows, an upstream influence up to 10% of the chord length of the airfoil can be observed. 13 The physical modeling of transitional flow overcomes this problem and leads to a more stable coupled computational procedure of RANS code and transition prediction module on the one hand and to better results of the numerical simulation on the other. In Refs. 20 and 21 the FLOWer code was applied to two-dimensional multi-element airfoil configurations with transition. In the present talk the extension to three-dimensional wing configurations is described. The main objective is to show that the coupling structure between a RANS solver and the transition prediction module can be applied to three-dimensional wing flows with the same reliability as it was done before for two-dimensional airfoil flows. The coupled program system can be used for three-dimensional wings of aircraft including transitional flow regions and automatically predicted transition locations. In the end, it will be shown that the coupled system consisting of the FLOWer code and the transition prediction module represents a RANS-based CFD tool that provides accurate values of the transition locations during the ongoing RANS computation automatically and fast without the need for the intervention of the user.

The method and the algorithm for the coupling of the transition prediction module and thereby for detecting the laminar-turbulent transition locations based on linear stability theory are described. The models for transitional flow based on the intermittency function and three transition length models and their application are outlined. The talk focuses on the structure of the transition prediction module and its coupling to the FLOWer code, the underlying algorithm of the transition prediction procedure 14,15 and the testing of the algorithm with respect to three-dimensional wing flows. The testing is described and documented by a number of plots of the results of the transition prediction procedure. The computed values are compared to experimental findings.

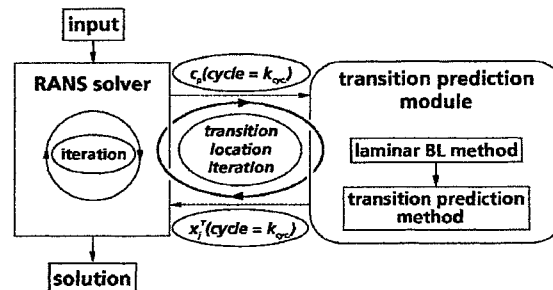


Figure 1. Coupling structure of the RANS solver and the transition prediction module.

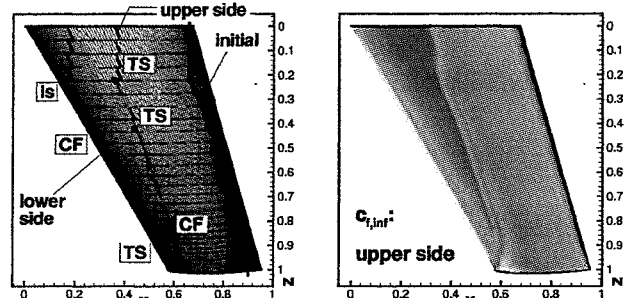


Figure 2. ONERA M6 wing, initial and predicted transition lines, c_f -distribution on upper side, $M_\infty = 0.84$, $Re_\infty = 2.0 \times 10^6$, $\alpha = -4.0^\circ$

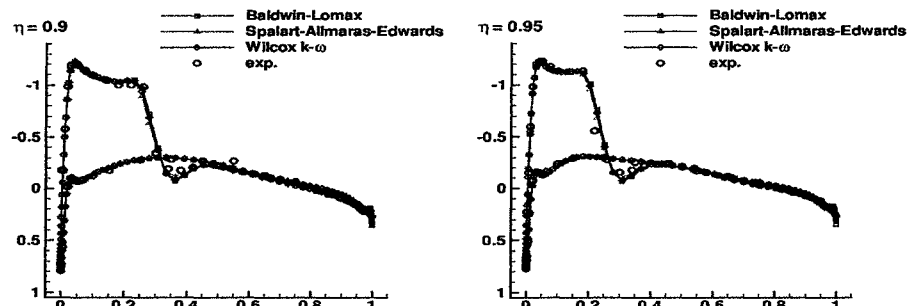


Figure 3. ONERA M6 wing, c_f -distributions, $M_\infty = 0.84$, $Re_\infty = 11.72 \times 10^6$, $\alpha = 3.06^\circ$, $N = 6.5$, three turbulence models, sections η .

References

- ¹Rudnik, R., Ronzheimer, A., and Schenk, M., „Berechnung von zwei- und dreidimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes Gleichungen“, *Jahrbuch 1996 - Bd. II der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR) - JT 96-104, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DGLR-Jahrestagung Sep. 1996*, Dresden, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR), Godesberger Allee 70, D-53175 Bonn, Germany, 1996, pp. 717-726.
- ²Smith, A.M.O., Gamberoni, N., „Transition, Pressure Gradient and Stability Theory“, Douglas Aircraft Company, Long Beach, Calif. Rep. ES 26388, 1956.
- ³van Ingen, J.L., „A suggested Semi-Empirical Method for the Calculation of the Boundary Layer Transition Region“, University of Delft, Dept. of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands, Rep. VTH-74, 1956.
- ⁴Arnal, D., Casalis, G., „Laminar-turbulent transition prediction in three-dimensional flows“, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 36, 2000, pp. 173-191.
- ⁵Radespiel, R., Graage, K., Brodersen, O., „Transition Predictions Using Reynolds-Averaged Navier-Stokes and Linear Stability Analysis Methods“, *AIAA Paper* 91-1641, 1991.
- ⁶Stock, H. W., Haase, W., „A Feasibility Study of e^N Transition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils“, *AIAA Journal*, Vol.37, no. 10, 1999, pp. 1187-1196.
- ⁷Horton, H. P., Stock, H. W., „Computation of Compressible, Laminar Boundary Layers on Swept, Tapered Wings“, *Journal of Aircraft*, Vol.32, 1995, pp. 1402-1405.
- ⁸Stock, H. W., Degenhardt, E., „A simplified e^N method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers“, *Zeitung für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*, Vol.13, 1989, pp. 16-30.
- ⁹Casalis, G., Arnal, D., „ELFIN II Subtask 2.3: Database method – Development and validation of the simplified method for pure crossflow instability at low speed“, *ELFIN II - European Laminar Flow Investigation*, Technical Report n° 145, ONERA-CERT, Département d'Études et de Recherches en Aérodynamique (DERAT), R.T. DERAT n° 119/5618.16, December 1996.
- ¹⁰Crouch, J. D., Crouch, I. W. M., Ng, L. L., „Transition Prediction for Three-Dimensional Boundary Layers in Computational Fluid Dynamics Applications“, *AIAA Journal*, Vol. 40, no. 8, 2002, pp. 1536-1541.
- ¹¹Warren, E. S., Hassan, H. A., „Transition Closure Model for Predicting Transition Onset“, *Journal of Aircraft*, Vol.35, 1998, pp. 769-775.
- ¹²Czerwiec, R.M., Edwards, J. R., Rumsey, C. L., Bertelrud, A., Hassan, H. A., „Study of High-Lift Configurations Using $k-\zeta$ Transition/Turbulence Model“, *AIAA Paper* 99-3186, 1999.
- ¹³Edwards, J. R., Roy, C. J., Blottner, F. G., Hassan, H. A., „Development of a One-Equation Transition/Turbulence Model“, *AIAA Journal*, Vol.39, no. 9, 2001, pp. 1691-1698.
- ¹⁴Langtry, R.B., Menter, F.R., „Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics“, *AIAA Paper* 2004-522, 2005.
- ¹⁵FLOWer - Installation and User Handbook, Release 116, Doc.Nr. MEGAFLOW-1001, Institut für Entwurfsaerodynamik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2000.
- ¹⁶Krumbein, A., Stock, H. W., „Laminar-turbulent Transition Modeling in Navier-Stokes Solvers using Engineering Methods“, *ECCOMAS 2000, Barcelona (e)*, 11.-14. September 2000, *ECCOMAS 2000 - CD-Rom Proceedings*, editor: International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), 2000, ISBN: 84-89925-70-4, Depósito Legal: B-37139-2000.
- ¹⁷Krumbein, A., „Coupling of the DLR Navier-Stokes Solver FLOWer with an e^N -Database Method for laminar-turbulent Transition Prediction on Airfoils“, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III*, Notes on Numerical Fluid Mechanics - Vol.77, Berlin, Heidelberg, New York, Springer Verlag, 2002, pp. 92-99.
- ¹⁸Stock, H. W., Haase, W., „Navier-Stokes Airfoil Computations with e^N Transition Prediction Including Transitional Flow Regions“, *AIAA Journal*, Vol.38, no. 11, 2000, pp. 2059-2066.
- ¹⁹Arthur, M. T., Dol, H., Krumbein, A., Houdeville, R., and Ponsin, J., „Application of Transition Criteria in Navier-Stokes Computations“, *GARTEUR Transition Action Group AD (AG-35)*, TP137, ONERA, Toulouse, France, Jan. 2003.
- ²⁰Krumbein, A., „Transitional Flow Modeling and Application to High-Lift Multi-Element Airfoil Configurations“, *Journal of Aircraft*, Vol.40, 2003, pp. 786-794.
- ²¹Krumbein, A., „Automatic Transition Prediction and Application to High-Lift Multi-Element Configurations“, *AIAA-2004-2543*, 2004 (accepted for publication in *Journal of Aircraft*, August 2004).

Datum: 19 September 2005

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh

Institution Airbus Deutschland GmbH, Bremen

Adresse Aerodynamic Design & Data Domain Telefon 0421 / 538-2136
EGAG Fax 0421 / 538-2267
Hünefeldstraße 1-5 e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.com
28183 Bremen

Thema **Future Aerodynamic R&T -
Requirements from Airbus Aerodynamic Design**

The Vision 2020 sets challenging targets to the aerodynamic design of large transport aircraft in order to reach a step change in

- Fuel consumption and emissions
- Traffic growth
- Noise reduction
- Economic Efficiency

Main objectives are formulated for oncoming R&T work in Airbus and in in-between Airbus and Partners in Research establishments and Academia regarding to Aerodynamic Design solutions & theoretical design methods.

Aerodynamic Design solutions

Aerodynamic integration of novel configurations

Cruise configuration

- Aerodynamic analysis to identify "baseline" performance & "hot-spots"
- High-speed wing & tails shape optimisation incl. propulsion integration

High-lift configuration

- Derive requirements for high-lift performance & noise
- Definition of High-lift layout concepts with regard to performance and noise
- Assessment of propulsion integration impact

Reduction of drag for increased cruise efficiency

Passive flow control

- Smart materials for profile shape adaptations & control surfaces
- Natural laminar flow
- Surface treatments

Active flow control

- Hybrid laminar flow
- Active Transition control

Novel high-lift devices solutions

Innovative high-performance high-lift devices

- Smart materials
- Multifunctionality: integration of high-lift performance, roll control, load alleviation, cruise wing camber
- Steep approach capability & High take-off climb performance (L/D)

Minimum complexity devices

- Aerodynamic Design with regard to hard systems/structures constraints
- simple kinematics, light structures, low cost manufacture

Extreme aerodynamic optimisation "to the limit"

- shapes, deflection angles, settings
- Application of passive flow control measures

Active Flow Control solutions for new high-lift solutions

Blowing concepts integrated in new high-lift solutions, e.g.

- Upper surface blowing / Circulation control
- Boundary layer blowing
- "Pneumatic flaps"
- Coanda-effect with minimum chord devices

Massless solutions to enhance high-lift devices performance, e.g.

- Unsteady excitation
- Pneumatic vortex generators

Low noise airframe components

Low noise component design

- Integration of aircraft noise requirements into aircraft component design („design to noise“)
- Determination and ranking of design parameters crucial for low noise design
- Application of validated CFD- and CAA (hybrid methods) tools in aero shape design

Noise shielding

- Provide design solutions for efficient noise shielding

Active flow control for noise suppression

- Application of active separation control for noise suppression
- Noise assessment of active flow control solutions

Theoretical Methods for aerodynamic design

Reliable and efficient CFD capability for the aerodynamic design & data processes

- Set-up and development of a Flow Simulation System architecture
- Development of improved physical modelling (transition/turbulence) & implementation in harmonized RANS solvers
- Reliable quality CFD up to the borders of the envelope
- CFD/CSM coupling strategies
- Manage uncertainty within a non-linear multi-disciplinary system
- Create HPC concepts & architecture

Methods to support design in the presence of Active Flow Control

- Enhancement of existing CFD-based design tools to model the effects of Active Flow Control.
- Development of new optimal design methodologies to support component design in the presence of Active Flow Control.
- Validation and verification of new CFD-based tools for all desired flow control modes.

3D CAA analysis capability in aerodynamic design process

- Improved physical understanding of complex transfer of turbulence into acoustic pressure fluctuations
- Investigation of perturbation dynamics by using statistical or stochastic input models: Validation by experimental data or high-end CFD like LES or DNS. Build up of a data basis for validation of source models
- Enhancements of the industrial CFD / CAA process chain: Applicability to flight-Re conditions, accuracy, robustness and efficiency. Application to complex 3D configurations

Methods for multidisciplinary design optimization

Optimization strategies & tools

- Numerical optimization strategies for strongly non-linear and discontinuous multi-domain design spaces
- Flexible & user friendly optimization tool suites

Fast & robust CFD methods

- Selection and further qualification of fast and robust CFD
- Design of interfaces & enable robust embedding in fully automated processes

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsmessung und Strömungsbeeinflussung

Ansprechpartner: P. Scholz, J. Ortmanns, C.J. Kähler und R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik; Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531-391-2987

Telefax: 0531-391-5952

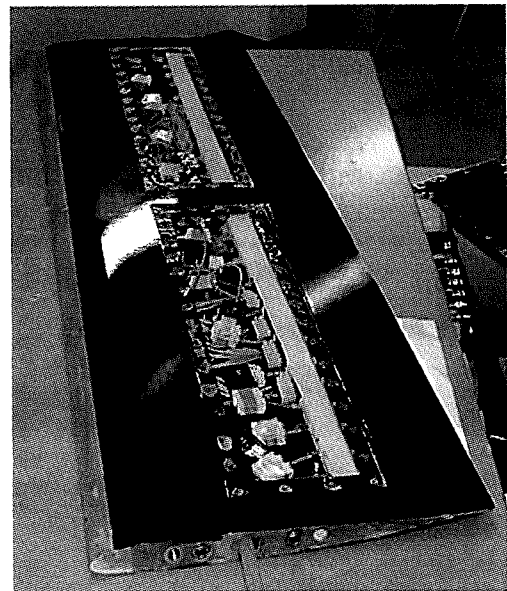
e-mail: P.Scholz@tu-bs.de

weitere Partner: TU Berlin – Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
Universität Stuttgart – Institut für Aero- und Gasdynamik
DLR Braunschweig – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Thema: Steigerung des maximalen Anstellwinkels eines Hochauftriebsprofils durch dynamisches Ausblasen

Ausgangssituation:

Auf dem Gebiet der aktiven Strömungsbeeinflussung konnte in der Vergangenheit gezeigt werden, dass eine ablösende Grenzschicht durch das dynamische (periodische) Ausblasen von Druckluft stabilisiert wird. Es werden Längswirbel angeregt [1], durch die ein Impulsaustauschvorgang in der Grenzschicht bewirkt und die Ablösung verzögert wird [2]. Durch eine Vielzahl an Prinzipexperimenten konnte der grundsätzliche Effekt ergründet werden, außerdem wurden Geometrien und Betriebsparameter gefunden, die ein besonders effizientes Ausblasen ermöglichen [3]. Die Integration und der erfolgreiche Betrieb einer solchen Aktuatorik in einer praxisrelevanten Umgebung konnte bisher jedoch nicht umgesetzt werden.



Ziel:

Ziel ist es, das in vorigen Untersuchungen ermittelte, effiziente Aktuatorssystem in ein 1,3m-Profilmodell zu integrieren und den maximalen Anstellwinkel, sowie den maximalen Auftriebsbeiwert durch die Aktuatorik zu steigern. Letztlich soll die Möglichkeit eröffnet werden, den Vorflügel eines Hochauftriebsprofils zu ersetzen.

Lösungsweg:

Zunächst wurde durch Messungen an einfachen Grenzschichten ohne und mit Druckanstieg ein effizienter Aktuator (Geometrie der Austrittsöffnung) ermittelt [1,2] und Untersuchungen zur bestmöglichen Staffelung einzelner Aktuatoren zu Arrays durchgeführt [3].

Es wurde dann ein Profil entworfen, dessen Druckverteilung im Bereich der Saugspitze einer modernen Zwei-Element-Hochauftriebskonfiguration entspricht. Eine Zwei-Element-Konfiguration wird einen ausgeprägten Leading-Edge-Stall zeigen, die Aktuatorik muss daher in der Nasenregion untergebracht sein, um den Zusammenbruch der Saugspitze zu verhindern. Gemäß den Voruntersuchungen kamen am Profil rechteckige Schlitze ($l \times b = 5 \times 0.2 \text{ mm}^2$) zum Einsatz, die in Bezug auf die Anströmung um $\beta = 45^\circ$ gedreht waren. Der Abstand dieser Schlitze zueinander betrug $\Delta y = 15 \text{ mm}$, sie waren wechselweise rechts/links gedreht (keine parallele Anordnung).

STAB

Ergebnis:

Die Messungen im Windkanal zeigen ein deutliches Potenzial auf. Bei den Messungen mit freier Transition zeigt sich ohne Aktuation eine deutliche Hysterese im Stall-Verhalten, die auf die Anwesenheit einer laminaren Ablöseblase an der Vorderkante hindeutet. Mit eingeschalteten Aktuatoren wird diese laminare Ablöseblase offensichtlich zerstört und somit der maximale Anstellwinkel sowie der maximale Normalkraftbeiwert gesteigert.

Bei den Messungen mit fixierter Transition zeigt sich mit ausgeschalteter Ausblasung ein eher gutmütiges Überziehverhalten, dass nur teilweise vom Zusammenbruch der Saugspitze geprägt wird. Nichtsdestotrotz kann hier durch die Ausblasung der maximale Normalkraftbeiwert merklich gesteigert werden.

In beiden Fällen ist eine Beeinflussung mit dynamischem Ausblasen effektiver als ein rein stationäres Ausblasen. Hinzukommt, dass bei dynamischem Ausblasen für den größeren Effekt nur etwa 50% des Massenstromes benötigt werden, was eine erhebliche Effizienzsteigerung darstellt.

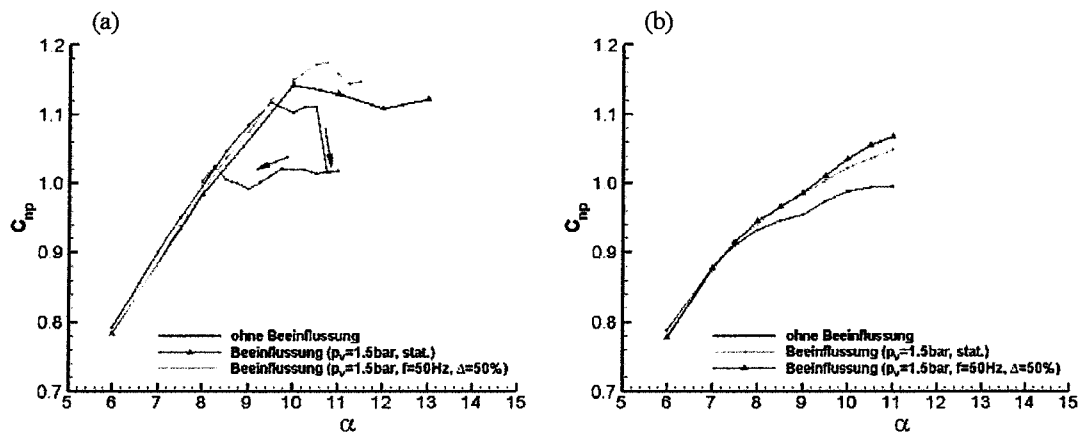


Abbildung: Normalkraftbeiwert c_{np} über Anstellwinkel α für das Forschungsprofil ohne Beeinflussung, mit stationärer sowie mit dynamischer Beeinflussung; $Re=1,3 \cdot 10^6$
(a) freie Transition (b) erzwungene Transition $x/c=0.002$

Literatur:

- [1] Ortmanns, J.; Kähler, C.J.: *Investigation of Pulsed Actuators for Active Flow Control Using Phase Locked Stereoscopic Particle Image Velocimetry*, 12th Intl. Symposium for Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lissabon, 2004
- [2] Scholz, P.; Ortmanns, J.; Kähler, C.J.; Radespiel, R.: *Influencing the Mixing Process in a Turbulent Boundary Layer by Pulsed Jet Actuators*
Zur Veröffentlichung angenommen in „Notes on Numerical Fluid Mechanics and Interdisciplinary Design (NNFM)“, Springer Verlag, 2005
- [3] Scholz, P.; Ortmanns, J.; Kähler, C.J.; Radespiel, R.: *Performance Optimization of Jet Actuator Arrays for Active Flow Control*
CEAS/KATnet-Konferenz “Key Aerodynamic Technologies”, Bremen, 20.–22. Juni 2005

weiteres Vorgehen:

Die Erfahrungen, die aus den Untersuchungen am hier beschriebenen Forschungsprofil hervorgehen, sollen genutzt werden, um eine Aktuatorik für Untersuchungen an einer Zwei-Element-Hochauftriebskonfiguration im DNW/NWB zu entwerfen. Diese Zwei-Element-Konfiguration soll durch die aktive Strömungsbeeinflussung unter praxisnahen Randbedingungen den gleichen Auftrieb und Anstellwinkel erreichen wie das drei-elementige Referenzprofil.

Datum: 17.10.2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. Wolfgang Send

Institution: Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstrasse 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 2387

Telefax:

e-mail: wolfgang.send@dlr.de

Thema: Flapping-wing thrust in compressible flow

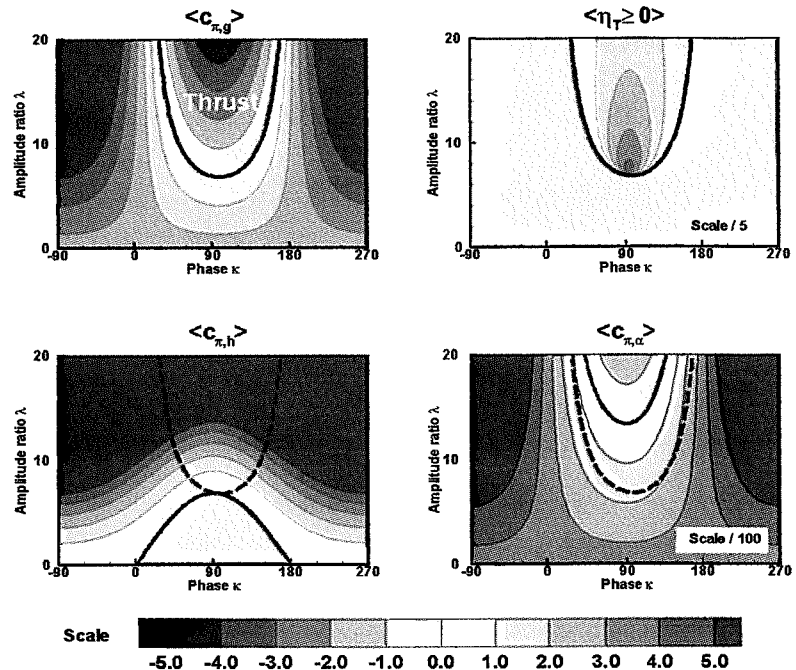
The paper investigates the influence of the Mach number on the phenomenon of thrust generation by the basic mechanism of a coupled bending and torsional motion from subsonic to transonic flow for 2D wing sections (pitch and plunge) as well as for 3D configurations (bending and torsion).

The incidentally observed increase in speed of a transport aircraft during a flutter test due to its oscillating wings gave the cause for the present investigation. The oscillations were induced by an exciter at the wing tip.

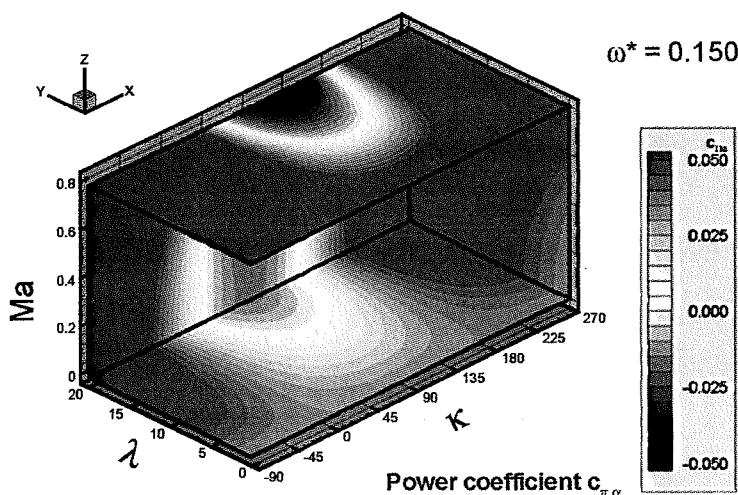
Do exist benefits from forced oscillation of wings for technical use? The research may be seen within the scope of the fast growing field of interest *Adaptive Wings*.

While in nature the flapping wing is the exclusive means for thrust generation which has been optimised in the course of the evolution, its application in aeronautics has not yet succeeded even after more than one hundred years of powered flight. The author has initiated a research programme *Advanced Adaptive Airplane Technologies (A³T)*, a part of which is funded within the DLR project *HighPerFLEX (High-Performance Flexible Aircraft)* lasting from 2004 to 2006.

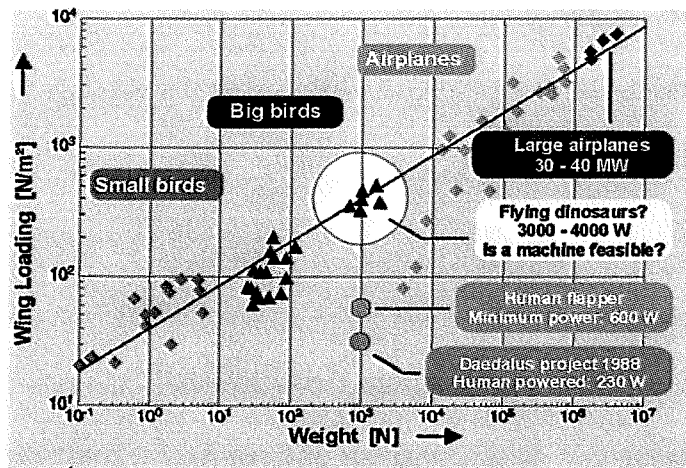
As one example for the effect of compressibility, the lower right plot of the figure above showing the averaged power coefficient $c_{\Pi,\alpha}$ of the torsional motion is extended into the domain $Ma > 0$ (subsonic



Mechanism of propulsion, 2D thin plate, $\omega^*=0.15$, $\xi_P=0.25$, $Ma=0$



theory solving Possio's integral equation; left figure). The figure shows the generation of thrust, based on the normal forces of the thin-plate theory. Above a certain amplitude ratio λ of bending to torsion the translational power coefficient $c_{\Pi,g}$ turns negative (i.e. thrust). The bending motion (lower left graph) requires power $c_{\Pi,h}$. The efficiency η_T of the mechanism is very sensitive to the phase shift κ of bending ahead of torsion, and to the reduced frequency ω^* (2D pitch axis is quarter chord).



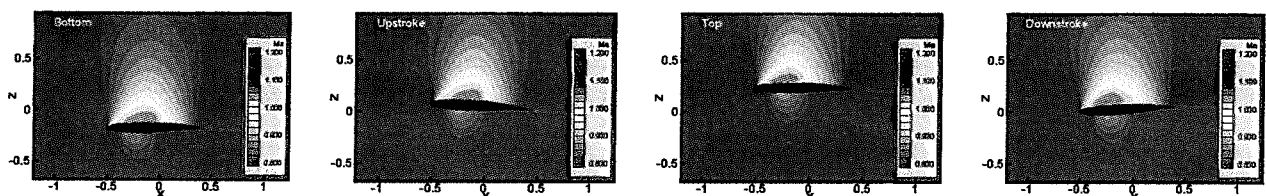
The paper also touches on the question, whether the use of flapping-wing thrust for larger airplanes is possible from the physical point of view. The graph *wing loading over weight* shows a red line, which is an indicator of a “normal” flying machine.

The path from a design far off the line (lowest diamond: the Wright Brother’s Flyer I) to medium size and large airplanes is enlightening of the evolution of airplanes.

While human beings never will become “normal” flyers, a modern airplane would well be able to generate sufficient thrust by

flapping its wings at a normal rate, provided the technology of actuators exists with the efficiency of modern jet engines – and a wing material enduring thousands of wing beats at large deflections. The probably most useful aspect is the expected reduction of noise for a flying machine which separates the production of the required thrust from the generation of the necessary power (produced in an encapsulated power station), thereby integrating the both functions of carrying weight and producing thrust in the one wing - like flying in nature does.

Closer to the near future is the search for potential benefits from *subsidiary* thrust generation, where moderate amplitudes reduce the drag, and the vertically moving trailing edge affects substantially the shedding vortices resulting from the steady lift. This is of particular interest during the landing phase.



Outer wing section of a modern transport aircraft in coupled bending (h) and torsional (α) motion

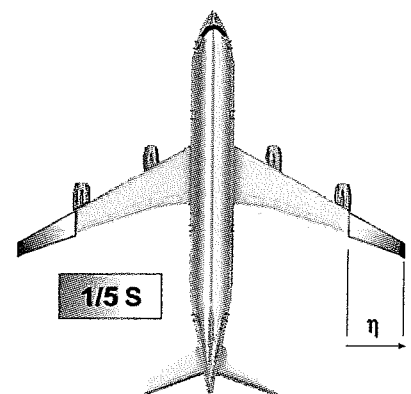
Contour plots of local Mach number Ma – $Ma_\infty=0.75$, $h_0/c=0.2$, $\alpha_0=3.3^\circ$, $\omega^*=0.15$ ⁺⁾

⁺⁾ based on half chord length c

The figure above shows the typical behaviour of the unsteady flow for kinematic parameters generating thrust, which remains similar from incompressible flow to the transonic region. Though the section pitches and plunges at fairly high amplitudes, the flow field seems to be “frozen” during the cycle of motion. This demonstrates well the position of the small shock region.

For 3D configurations the number of parameters still increases. For a typical 3D planform the effect of thrust generation in the tip region is studied (see figure to the right). One primary aim of the paper is to present a thorough overview of the phenomenon from subsonic to transonic flow.

The author acknowledges the work done by his colleague Dr. V. Carstens, who has programmed the aerodynamic codes applied.



Region of interest

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: T.-P. Voß, I. Peltzer, W. Nitsche

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

Adresse: Sekr. F2, Marchstr 12
10587 Berlin

Telefon: +49 (0)30 314-24426
Telefax: +49 (0)30 314-22955
e-mail : tim.voss@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: DLR BS, TU BS, Universität Stuttgart, Airbus Deutschland

Thema: Entwicklung und Erprobung von Aktuatoren zur aktiven Ablösekontrolle an der Hinterkantenklappe einer Hochauftriebskonfiguration.

Ausgangssituation:

Um die Luftfahrzeuge der Zukunft für steigende Ansprüche an Umweltverträglichkeit, Transportkapazität und Kosteneffizienz zu rüsten, sind u.a. einfachere und wirkungsvollere Hochauftriebssysteme nötig als sie zurzeit existieren. Aktuelle Forschungsprojekte beschäftigen sich daher mit der aktiven Strömungsbeeinflussung zur Kontrolle der Ablösung an Strömungskörpern [1]. Beispielsweise wurde gezeigt, dass durch dynamische Anregung von Strömungsinstabilitäten die Ablösung an der Hinterkantenklappe verhindert und auch eine bereits abgelöste Strömung wieder zum Anliegen gebracht werden kann.

Darauf aufbauend sollen innerhalb des IHK-Forschungsverbunds Aktuatoren für ein reales Flügelmodell entwickelt und bei hohen Reynoldszahlen ($Re=3$ Mio) im Niedergeschwindigkeits-Windkanal-Braunschweig (NWB) untersucht werden. Die TU Berlin hat als Verbundpartner die Aufgabe einen modularen Aktuator zu entwickeln, welcher zur Ablösekontrolle an dieser Konfiguration geeignet ist und in die Struktur der Hinterkantenklappe (Flap) integriert werden kann.

Ziel:

Ziel ist die Entwicklung eines Aktuators zur Integration in die Hinterkantenklappe eines Flügels mit 2800mm Spannweite. Dieser soll ein Ablösen der Klappenströmung durch Anregung von natürlichen Instabilitäten der Scherschicht aufhalten bzw. verhindern. Die Herausforderungen bestehen u.a. auch in der Minimierung der Baugröße bei gleichzeitiger funktionsgerechter Gestaltung des Aktuators selbst. Der Aktuator soll, in die bestehende Struktur der Hinterkantenklappe eingefügt werden und über die gesamte Spannweite eine konstante Anregung der Strömung ermöglichen. Bei erfolgreichem Einsatz des Aktuators können höhere Auftriebs- bei geringeren Widerstandsbeiwerten und damit eine deutliche Verbesserung der Gleitzahl des Flügels erreicht werden

Lösungsweg:

Zunächst wurde ein druckluftbasiertes Aktuatorelement entwickelt, welches durch gepulstes Ausblasen bei geringer Ausdehnung in x- und z-Richtung eine gleichmäßige Anregung über einen möglichst großen Bereich in y-Richtung (spannweitig) ermöglicht. Um bei nur einem Druckluftanschluss pro Aktuatorelement eine homogene Ausblasung über die Spannweitenkoordinate y zu erreichen, wurde die Kontur der Kammer innerhalb des Aktuators (Abb.1) variiert und in Messungen bewertet. Auf diese Weise wurde ein modulares Aktuatorelement mit einer Anregelänge von 90mm entwickelt.

Datum: 29.09.05

STAB

Im weiteren Vorgehen wurde dieses Aktuatorelement zu einem Array zusammengefasst und der Einbau in ein 400mm langes Klappenstück vorgenommen. Die Untersuchungen wurden im Profilwindkanal der TU Berlin mit einem generischen Vorflügel zur Erzeugung einer Spaltströmung durchgeführt.

Ergebnis:

Es wurde ein modular einsetzbarer Aktuator für die Hinterkantenklappe des FNG-Flügels entwickelt, und erste Versuche mit generischem Vorflügel wurden durchgeführt. Die Druckverteilungen (Abb.2) zeigen, dass die Strömung auf der Klappe bei 44° Klappenausschlag ablöst. Mit aktiver Anregung kann bis 50° Klappenwinkel eine Saugspitze in der ersten Hälfte der Klappe aufrechterhalten werden. Auch die Druckverteilung auf dem Vorflügel wird durch die Anregung positiv beeinflusst. Damit zeigen die Untersuchungen im Profilwindkanal der TU Berlin die Eignung der Aktuatoren zur Ablösekontrolle an dieser realen Hinterkantenklappe. Durch Aneinanderreihung von mehreren Aktuatorelementen ist es möglich Versuchsflügel beliebiger spannweite mit einer dynamischen Strömungsanregung auszurüsten.

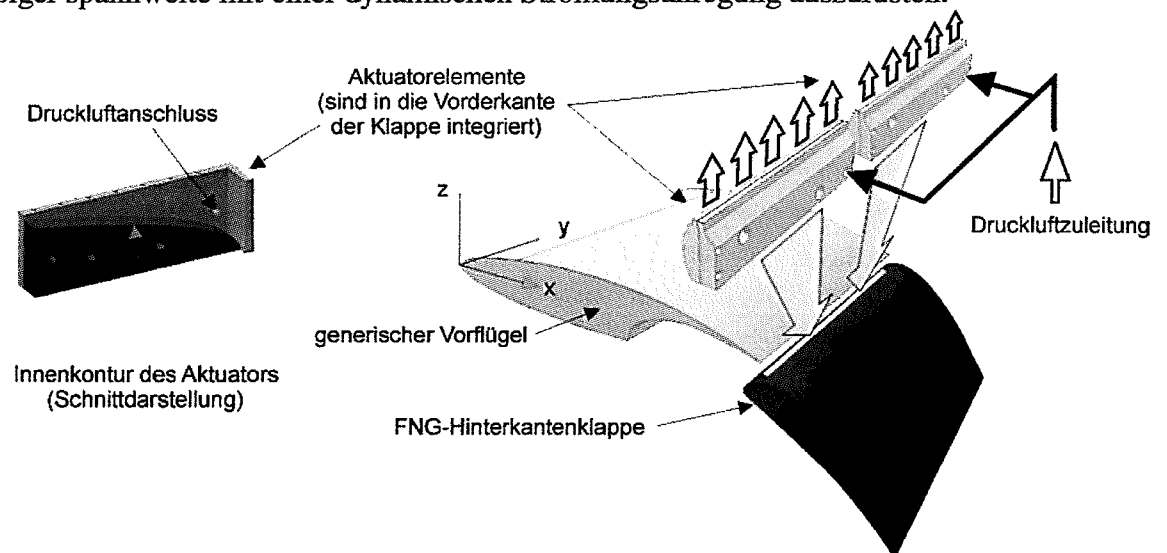


Abb. 1: Aktuatorkontur und Flügelmodell mit Aktuatorarray (Aktuatoren extern dargestellt)

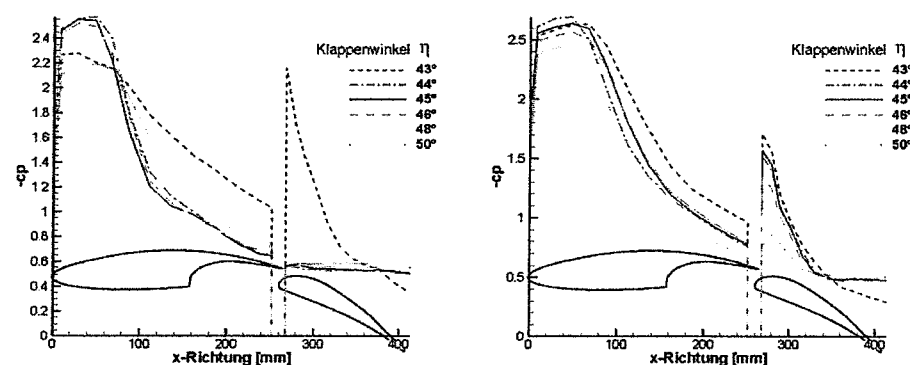


Abb. 2: Druckverteilungen über Vorflügel und Klappe bei $u=10\text{m/s}$, links ohne und rechts mit Anregung (3bar 50Hz) für verschiedene Klappenwinkel η

Literatur:

[1] R. Petz, W. Nitsche: Active Separation Control on a High-Lift Configuration by a Periodically Pulsating Jet, 24th ICAS, Yokohama, Japan, 2004

weiteres Vorgehen:

Im weiteren Vorgehen wird der Einfluss der Anregeparameter systematisch untersucht. Durch Anwendung des PIV-Messverfahrens sollen weitere Informationen über das Strömungsfeld gewonnen werden. Außerdem wird die Aktuatorik in einem Demonstratorversuch mit realem Profilmodell (FNG) integriert und untersucht werden.

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 Wirbelschlepe kann dieser Abstand verringert werden. Der Zerfall der Wirbelschlepe 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, durch numerische und experimentelle Untersuchungen Einflussmöglichkeiten aufzuzeigen, wie die Lebensdauer der Wirbelschlepe verändert werden kann. Neben der Untersuchung der veränderten Triebwerksstrahl-Wirbel-Interaktion durch unterschiedliche Triebwerkspositionen wird die, durch eine auf der Saugseite des Tragflügels angebrachte Finne, veränderte Strömung des Nachlaufes vom ILR vermessen und numerisch untersucht.

Lösungsweg:

Es wird die Strömung des Nachlaufes hinter einem Pfeilflügel BAC 3-11/RES/30/21 untersucht. Hierzu wird die Strömung mit 2C-, 3C-Particle-Image-Velocimetry (PIV), Hitzdraht und Pressure-Sensitive-Paint (PSP) bei Experimenten im Niedergeschwindigkeitswindkanal des Aerodynamischen Instituts im Nahfeld untersucht. Das Triebwerksmodell kann an drei unterschiedlichen Positionen befestigt werden und verfügt über eine Druckluftausblasung.

Die dreidimensional vermessenen Geschwindigkeitsdaten werden als Eingangsdaten für die numerische Untersuchung mit (U)RANS und der Grobstruktursimulation (LES) verwendet. Durch die Simulation ausgewählter Datensätze sollen Aussagen über das Stabilitätsverhalten im Nahfeld gemacht werden.

STAB

Ergebnis:

Die Grobstruktursimulationen behandeln den Nachlauf hinter dem Pfeilflügel mit ausgeschlagener Finne (5°) und einem Anstellwinkel von 10° . Messungen der Strömung wurden vom ILR bei den Positionen $x/b = 0, 0.4, 0.8$ und 2.0 durchgeführt. Die Reynoldszahl der Simulationen bezogen auf die Flügelspannweite b beträgt $Re = 1.4 \times 10^6$, $Ma = 0.1$. Das Integrationsgebiet hat eine Größe von $L_x/b = 4$, $L_y/b = 0.75$, $L_z/b = 0.88$ und umfasst $6.3 \cdot 10^6$ Punkte.

Die erste Messebene dient als Einstromrandbedingung für die Simulation. Die dreidimensionale Struktur des Flügelrandwirbels und des Klappenrandwirbels werden durch die Rechnung, wie in Abb. 1 a)-c) zu sehen ist, gut wiedergegeben. Die zu starke Wiedergabe des Nachlaufgebietes der Finne bedarf einer weiteren Untersuchungen.

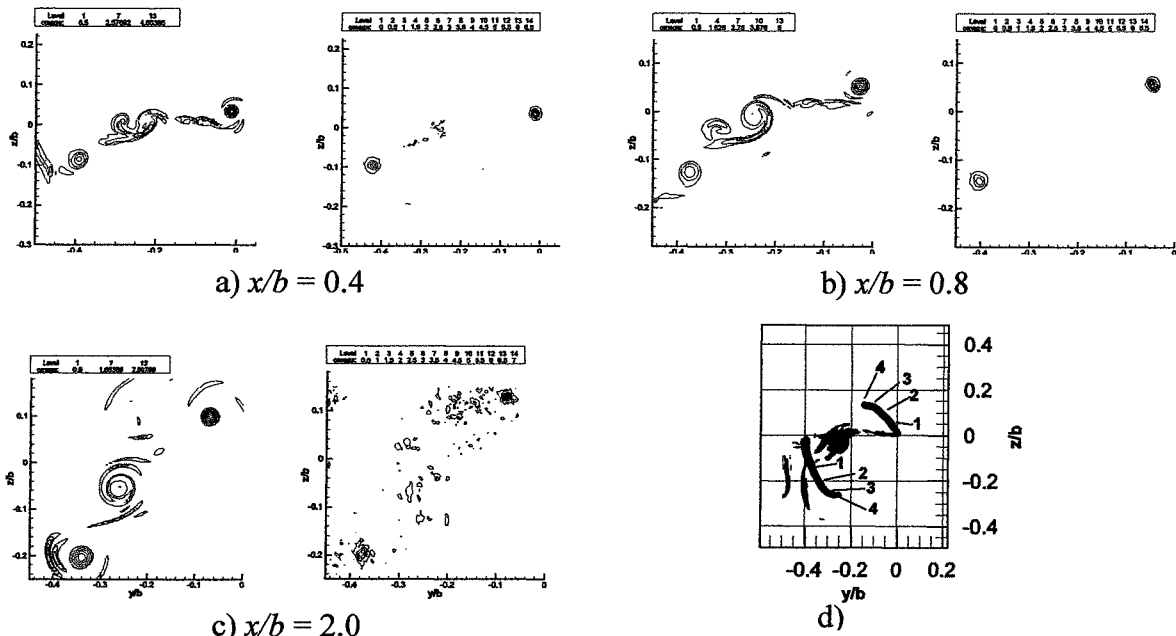


Abbildung 1: Vergleich des Strömungsfeldes hinter einem Tragflügel. Dargestellt ist die Vorticity aus einer LES Simulation (jeweils links) und PIV-Messung (rechts) für drei Schnitte a) – c) $x/b = 0.4, 0.8, 2.0$. d) Darstellung der Trajektorien der Wirbel durch Isoflächen der Vorticity, angegeben sind die Positionen x/b .

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.

weiteres Vorgehen:

Bei der Untersuchung der Nachlaufströmung im Windkanal wurde ein Mäandern des Flügelrandwirbels festgestellt. Diese Schwankungen des Wirbels sollen mit zeitaufgelösten PIV (TR-PIV) vermessen werden.

Diese Ergebnisse dienen als Eingangsdaten für numerische Untersuchungen der sich räumlich entwickelnden Strömung. Die Simulationen werden mit URANS und LES durchgeführt.

Mitteilung

- Projektgruppe/ Fachkreis:** Flügel kleiner Streckung/
Numerische Simulation
- Ansprechpartner:** Dipl.-Ing. M.Sc. Alexander Allen, Dipl.-Ing. Michail Iatrou,
Dr.-Ing. Christian Breitsamter
- Institution:** Technische Universität München
Lehrstuhl für Aerodynamik – AER
- Adresse:** Boltzmannstr. 15 **Telefon:** 089 / 289 - 16131
85748 Garching **Telefax:** 089 / 289 - 16139
 e-mail: alexander.allen@aer.mw.tum.de
- Thema:** *Aerodynamische Untersuchungen an Deltaflügeln mittels eines Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen*
- Ausgangssituation:** Am Lehrstuhl für Aerodynamik der Technischen Universität München wurde ein Euler-Verfahren (FLM-Eu), darauf aufbauend ein Euler-Verfahren für kleine Störungen (FLM-SDEu) und zur Behandlung reibungsbehafteter Strömungen ein zeitechtes Navier-Stokes-Verfahren (FLM-NS) [1] entwickelt. Diese werden momentan zu einem Navier-Stokes-Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SD.NS) erweitert. Dieses Navier-Stokes-Verfahren soll u.a. zur Berechnung von Nick- und Klappenschwingungen an Deltaflügeln in Zusammenhang mit aeroelastischen Problemstellungen verwendet werden.
- Ziel:** An einem Deltaflügel sollen Untersuchungen zur Validierung des Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen FLM-SD.NS durchgeführt werden. Insbesondere werden Klappenschwingungen diskutiert und mit den Ergebnissen aus dem zeitechten Navier-Stokes-Verfahren FLM-NS verglichen.
- Lösungsweg:** Es wird ein 53°-Deltaflügel herangezogen, der bereits intensiv mit beiden Euler-Verfahren (FLM-Eu und FLM-SDEu) und dem zeitechten Navier-Stokes-Verfahren (FLM-NS) untersucht wurde. Die Berechnungen finden bei $Ma_\infty=0.8$, $Re_\infty=10.0 \times 10^6$ und in einem Anstellwinkelbereich zwischen 0° und 15° statt.
Dazu wurden blockstrukturierte Netze erzeugt. Damit wurden Berechnungen mit dem Verfahren FLM-SD.NS durchgeführt und mit den Ergebnissen aus FLM-NS verglichen. Das Verfahren verwendet das algebraische Turbulenzmodell nach Baldwin-Lomax.
- Ergebnis:** Abb. 1 zeigt den Real- und Imaginärteil der ersten Harmonischen des Druckbeiwerts bei einer Klappenschwingung mit einem Ausschlag von $\Delta\eta=0.4^\circ$ und einer reduzierten Frequenz von $k_{red}=0.7283$. Der Schnitt an der spannweitigen Position $y/s=0.35$ schneidet durch die schwingende Klappe, während der Schnitt bei $y/s=0.75$ außerhalb der Klappe liegt. Im Schnitt durch die schwingende Klappe ist im Realteil deutlich der charakteristische Peak an der Klappennase zu erkennen. Im Imaginärteil zeichnet sich an der Klappennase der für die Klappenschwingung typische Vorzeichenwechsel ab.

STAB

Ferner ist festzustellen, dass die Druckverteilung auf dem gesamten Flügel von dem Klappenausschlag beeinflusst wird, entsprechend der Störungsausbreitung in diesem Machzahlbereich. Die Auswirkung des Klappenausschlags auf den Realteil ist wesentlich höher als die Auswirkung auf den Imaginärteil, aufgrund der niedrigen Frequenz und des kleinen Ausschlagswinkel. Dies erklärt auch, warum die Diskrepanzen zwischen den Verfahren im Imaginärteil scheinbar größer sind.

Die Übereinstimmung zwischen den Verfahren ist insgesamt sehr gut. Lediglich im Imaginärteil gibt das Verfahren FLM-NS höhere Werte wieder als die Verfahren bei kleinen Störungen, wobei die Charakteristik des Kurvenverlaufs sowohl für den Real- als auch für den Imaginärteil erhalten bleibt.

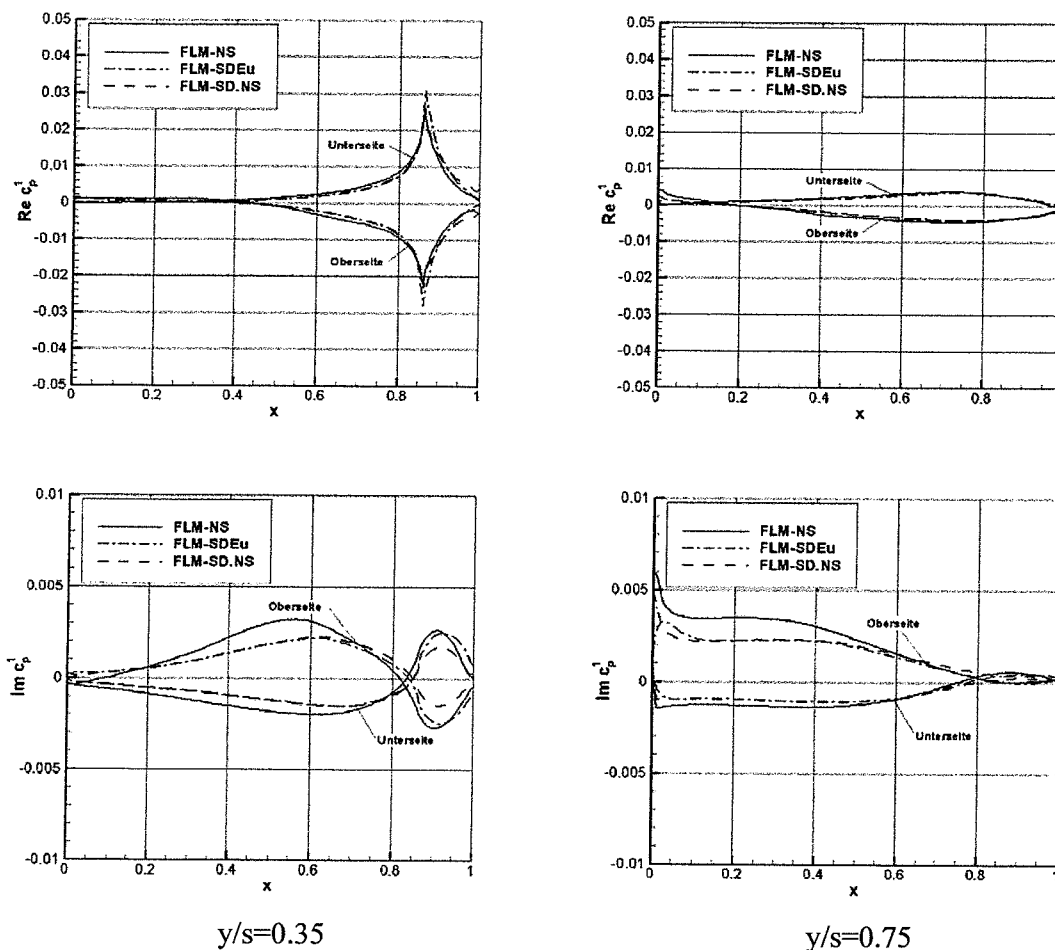


Abb. 1: Erste Harmonische des Druckbeiwerts c_p für die innere Klappe bei $Ma_\infty=0.8$, $Re_\infty=10.0 \times 10^6$ und $\alpha=5^\circ$

Literatur:

[1] Allen A., Iatrou M., Pechloff A., Laschka B.:
Computation of Delta Wing Flap Oscillations with a Reynolds-averaged Navier-Stokes Solver, presented at the STAB Symposium, Bremen, November 2004

weiteres Vorgehen:

Datum: 23. Januar 2006

STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner

Thomas Alrutz, Markus Rütten

Institution

DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse

Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2867

Telefax 0551 / 709-2404

e-mail Thomas.Alrutz@dlr.de

Thema Application of Automatic Grid Adaptation to Analyse Vortex Breakdown and Flow Structure

1. Introduction The flow phenomena of weakly swept delta wings of modern fighter aircrafts are very complicated, besides typically primary, secondary and tertiary vortical structures, the weak sweep angle enforces the development of substructures and topological flow structure changes i.e. vortex breakdown. One cause is that the vorticity transport into the vortex core is not as high as in highly swept delta wing case. The goal of the work presented here is for weakly swept delta wings to resolve all significant flow phenomena applying standard URANS calculations and using advanced dynamic adaptation strategies. Therefore, we present an approach that couples our hybrid URANS solver with a sophisticated automatic grid adaptation strategy leading to smaller cells locally in the grid. We apply our approach on a pitching delta wing, we discuss the resolved physical phenomena and we examine the feasibility of an adaptation strategy to resolve finer vorticity structures.

2. Numerical Vortical Flow Field Investigation The calculation were performed on a generic delta wing, which has a 57 deg sweep angle, a root chord of 237.5 mm, a wingspan of 291.0 mm at its trailing edge and is 5 mm thick. The solutions were obtained for a freestream velocity of 68,84 m/s, and a Reynolds number of 1.2×10^6 . The angle of attack was varied by a periodic movement from 12 deg to 22 deg within 1 second and for a time accurate calculation a physical time step of 5×10^{-4} seconds was employed. For the simulation the Spalart Allmaras one-equation turbulence model with Edwards modification and implicit time integration with a central scheme was used. The initial computational mesh had approximately 1×10^6 grid points and around 2.5×10^6 elements (see figure 1). It consists of an inner region of 1.9×10^6 prisms in 20 layers for the boundary layer and an outer region of 6.5×10^6 tetrahedra. The average edge length at the leading edge of the delta wing was about 2.5×10^{-4} of the root chord. In order to resolve the relevant details of the vortical flow structures and substructures, the grid was adapted every 10th physical timestep during the pitching manouver with the following strategy.

The TAU adaptation has different sensor and parameter settings to detect local refinement regions[1]. In this simulation we used for the edge indicator function $I = \Delta\Phi h^\alpha$ the *total pressure* loss ($p_{tot} = p + \frac{1}{2}\rho|\vec{v}|^2$) and the velocity vector $\vec{v}$ as input variables for the refinement sensor

$$\Delta\Phi_e = \max_{i=0,1,2,3} \left(\frac{|\phi_i(x_{p_1}) - \phi_i(x_{p_2})|}{\max_{e=0,1,\dots,N_e} (|\phi_i(x_{p_1}) - \phi_i(x_{p_2})|)} \right), \phi_0 = p_{tot}, \phi_{1,2,3} = (v_0, v_1, v_2) \quad (1)$$

with p_1 and p_2 the two edgepoints of the edge e . Furthermore we restricted the sensor function to work only on edges which are longer than 2×10^{-5} of the root chord by setting the parameter *minimum edge length* to 0.004 mm. For each refinement step we added 10% of new points to the grid until a limit of 4.5×10^6 points is reached. Afterwards the adaptation is only allowed to introduce new points whenever others points are removed. In order to force a smoother distribution of points around the vortex cores, we weighted the refinement sensor (1) with the edge length $h^{\frac{3}{4}}$. This mixture guarantees the resolution of the vortex core as well as the rolling up procedure at leading edge of the delta wing.

3. Results and Conclusion To give an overview of the main flow structures we apply the normalized helicity density criterion of Levy et al. [2]. The rotation sense of a vortex is determined by the sign of the helicity density, so it is possible to differentiate between counterrotating vortices, i.e. to separate primary from secondary vortices or to identify reversed flow and therewith vortex breakdown bubbles. Therefore, we have calculate isosurfaces of a negative and positive isovalue of helicity, so we can observe a local reversed flow region by looking for embedded other colored ellipsoidal isosurfaces within a dominant flow pattern. By applying this approach on the vortical adapted grid we find some very small vortex breakdown bubbles on the vortex axis in the apex region of the delta wing, see

figure 2. These bubbles are related to the vorticity induction by the helical bending flow separation with the following formation of subvortices on the primary and secondary vortices. The weak sweep angle of our delta wing leads to a primary vortex with a greater cone angle. One main consequence is that the formation of vortical substructures on the primary vortex hull is enforced in addition to the normal rolling-up of fluid particles. Comparing the flow rolling-up to a primary vortex of a sharp swept delta wing and this of a weakly swept delta wing we can see that particle paths and subvortices beginning nearby the leading edges have different twist ratios. As a second consequence the appearing subvortices are also forming small vortex tubes which are winding around the primary vortex, too. Here the different cone angles of a strongly swept delta wing and weakly swept delta wing are important: Normally, considering strongly swept delta wings, these rolling-up subvortices are on the one hand not strong enough, on the other hand their twist ratio is too low to enforce stagnation points on the vortex axis. In the weak swept case the big cone angle of the primary vortex locally destabilizes the vortex so it is sensitive against the additional vorticity of the subvortices. The subvortices are inducing a reversed axial velocity on the axis enforcing a small vortex breakdown bubble at the vortex axis. Later on the primary vortex is fed again by new vorticity of the rolling up process and will be stabilized. To cause this flow effect the subvortices must have a small rolling-up radius, therefore, this small breakdown bubble can only appear at the beginning of the primary vortex respectively over the first part of the delta wing. Otherwise the distance between the subvortices and the primary vortex axis is too high to have a significant influence. Thus, in the further streamdown development of the primary vortex the radius from the vortex axis to the vortex border is too large to allow such vorticity induction effects on the vortex axis, and so the vortex stabilizes again.

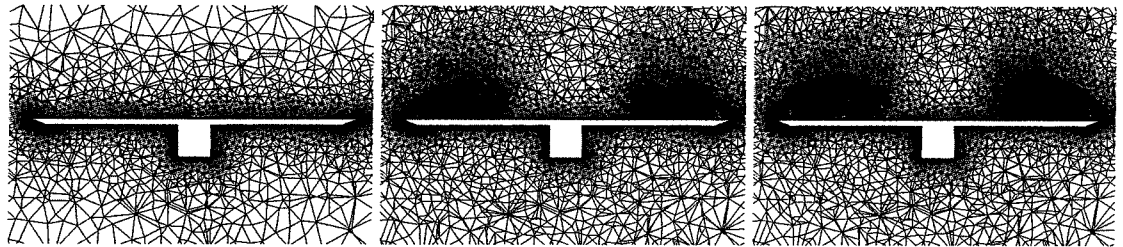


Figure 1: Delta wing cuts of the grid at $x = 200$ (from left to right: initial, 12 deg, 17 deg)

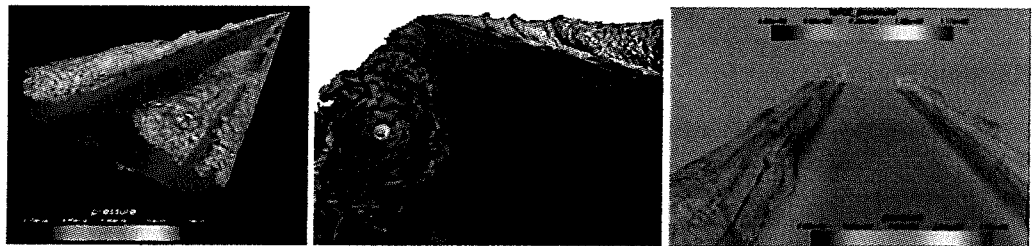


Figure 2: Vortex visualization by kinematic vorticity number, helicity density and separatrixes

Our simulation combined with the described adaptation strategy shows many significant primary, secondary and further flow structures, not normal seen in URANS code. So we could get a good impression of the rolling-up process of vorticity to subvortices on the primary vortex hull. Furthermore the unexpected development of a vortex breakdown bubble at the apex of the delta wing, could be resolved. Here, the use of our dynamic adaptation strategies in combination with advanced adaptation criteria allows us to use common URANS simulation techniques on unstructured hybrid grids to get the described dominant and secondary flow features. Considering the underlying integration of the automatical adaptation step inside the simulation process our work shows extraordinary good results.

References

- [1] T. Alrutz and M. Rütten. Investigation of Vortex Breakdown over a Pitching Delta Wing applying the DLR TAU-Code with Full, Automatic grid adaptation. Paper 5162, AIAA, 2005.
- [2] Y. Levy, D. Degani, and A. Seginer. Graphical visualization of vortical flows by means of helicity. *AIAA Journal*, 28(8):1347–1352, August 1990.

Mitteilung

- Projektgruppe/
Fachkreis:** Flügel kleiner Streckung/
Experimentelle Untersuchungen
- Ansprechpartner:** Dipl.-Ing. A. Furman,
Dr.-Ing. C. Breitsamter
- Institution:** Technische Universität München
Lehrstuhl für Aerodynamik
o. Prof. Dr.-Ing. N. Adams
- Adresse:** Boltzmannstr. 15
85748 Garching
Telefon: 089-289-16131
Telefax: 089-289-16139
e-mail: andrej.furman@aer.mw.tum.de
- weitere Partner:** VFE-2-Verbund
- Thema:** *Analyse der Strömungsvisualisierungen an einer generischen Deltaflügel-Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante*
- Ausgangssituation:** Im Einklang mit der Forderung nach einer abgesicherten experimentellen Datenbasis in den Bereichen Wirbelströmung, Hochauftrieb und Aeroelastik zur Beurteilung der Ergebnisgenauigkeit moderner CFD-Rechnungen wurde am Lehrstuhl für Aerodynamik der Technischen Universität München beschlossen, am Forschungsverbund des internationalen „Vortex Flow Experiment 2“ (VFE-2) teilzunehmen. Die experimentellen Untersuchungen konzentrierten sich zuerst auf stationäre und instationäre Druckmessungen zur Qualifizierung von Anströmbedingungen, anschließend auf Strömungsvisualisierungen und demnächst folgen Strömungsfeld- und Grenzschichtmessungen.
- Ziel:** Ziel ist daher, einen qualitativen Einblick in das Strömungsverhalten auf und über dem Flügel zu erhalten, um die Strömungstopologie für das Modell darzustellen und insbesondere die Wirbelstruktur sowie auch die Aufplatzstellen festlegen zu können.
- Lösungsweg:** Die Untersuchungen wurden mit einer generischen Deltaflügel-Konfiguration mit 65° Vorderkantenpfeilung, Flügelwürzeltiefe $cr = 0.980\text{ m}$ und Spannweite $b = 0.914\text{ m}$ mit austauschbaren scharfen und runden Vorderkantensätzen durchgeführt. Die Messungen finden im Niedergeschwindigkeitswindkanal A des Lehrstuhls für Aerodynamik statt. Es werden die Fälle des sich ausbildenden, des vollentwickelten sowie, des über dem Flügel aufplatzenden Vorderkantenwirbels bei $M_\infty \approx 0.035$ und $Re_{\mu} \approx 5 \times 10^5$ für die Konfigurationen mit scharfer und runder Vorderkante betrachtet.
- Ergebnis:** Der Wirbel bildet sich im Bereich der Hinterkante und wandert mit steigendem Anstellwinkel zum Apex hin. Bei scharfer Vorderkante ist die Ablöselinie durch diese Kante definiert, wobei die runde Nase bei niedrigeren Anstellwinkeln insbesondere im vorderen Bereich noch

STAB

Ergebnis: umströmt wird, was zu einer späteren Wirbelbildung im Vergleich zur scharfen Vorderkante führt. Für beide Vorderkanten gilt, dass sich beim Anstellwinkel $\alpha = 13^\circ$ (*Bild 1*) der Vorderkantenwirbel noch bildet, bei $\alpha = 18^\circ$ der Wirbel voll ausgebildet ist und bei $\alpha = 23^\circ$ der Wirbel über dem Flügel aufplatzt und zwar für den Fall der scharfen Vorderkante bei $x/c_r = 0.62$ und bei der runden Nase bei $x/c_r = 0.85$.

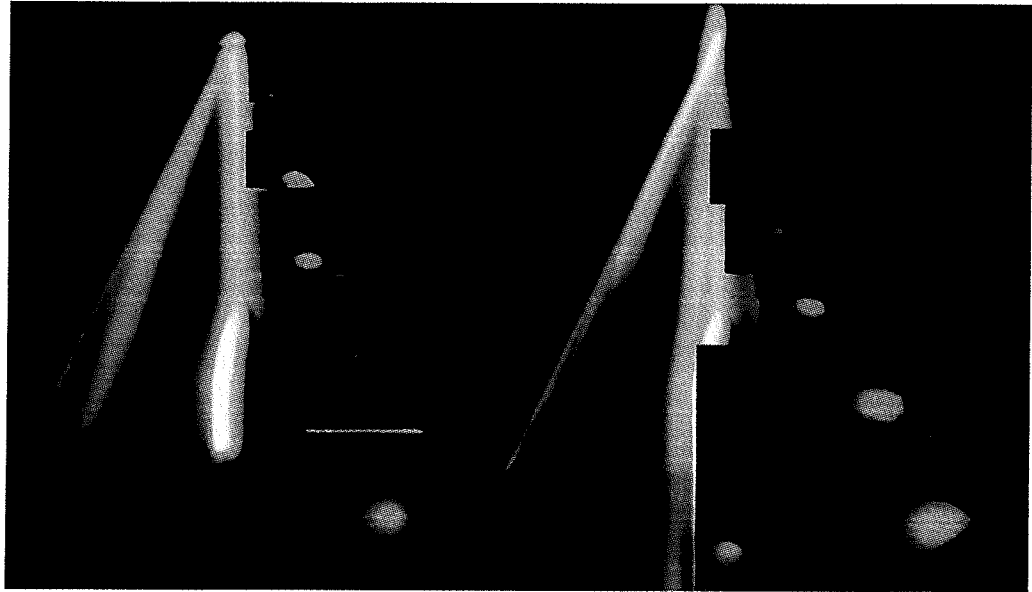


Bild 1: Laserlichtschnitte am 65° Deltaflügel mit scharfer und runder Vorderkante bei $x/c_r = 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 0.95$ sowie bei $z/c_r = 0.1$ für $M_\infty = 0.035$, $Re_\mu = 5 \times 10^5$ und $\alpha = 13^\circ$.

- Literatur:**
- [1] Breitsamter, C.: *Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln*, Dissertation, Technische Universität München, Herbert Utz Verlag, ISBN 3-89675-201-4, 1997.
 - [2] Chu, J. and Luckring, J. M.: *Experimental surface pressure data obtained on 65° delta wing across Reynolds number and Mach number ranges*, NASA-TM-4645, 1996.
 - [3] Furman, A., and Breitsamter, C.: *Delta Wing Steady Pressure Investigations for Sharp and Rounded Leading Edges*, 14. DGLR-Fach-Symposium der STAB, Bremen, 16-18 November, 2004.
 - [4] Hummel, D. and Redeker, G.: *A new vortex flow experiment for computer code validation*, Symposium on Vortex Flow and High Angles of Attack, Norway, 7-11 May, 2001.

weiteres

Vorgehen:

Es werden Geschwindigkeitsmessungen im Außenfeld und in der Grenzschicht für die Fälle des vollentwickelten und über dem Flügel aufgeplatzten Vorderkantenwirbels vorgenommen und im Hinblick auf Turbulenzgrößen analysiert.

Datum: 24. 01. 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Technische Strömungen

Ansprechpartner: Arne Henning

**Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Technische Strömungen**

**Adresse: Bunsenstrasse 10 Telefon: 0551-709-2430
37073 Göttingen e-mail: arne.henning@dlr.de**

weitere Partner: Dr. Markus Raffel, Dr. Markus Rütten

**Thema: A Stereo-PIV Investigation of the Vortex Breakdown Above
a Delta Wing**

Initial situation: If a sharp edged delta wing is exposed to a flow, separation will occur at even moderate angles of attack at the whole leading edge of the wing. Driven by the high pressure difference between the lower and upper side of the delta wing the shear layer emanating from the low wing side rolls up and forms a dominant primary vortex pair on the upper side of the wing. These counterrotating primary vortices generate a significant additional lift by inducing a huge low surface pressure region on the wing without increasing the drag in the same manner. This additional lift and the demand for faster military aircraft has pushed the development of highly swept delta wings. Thus, considering the fighter aircraft development most research scientist were concentrating on highly swept delta wings in the past. But since modern fighter aircrafts have weaker swept delta wings the flow phenomena of these wing types became a focal point of the research work.

Goal: One research goal was to get more information about the physical mechanism which lead to the dominant vortex breakdown phenomenon. Another important goal of the performed measurement campaign was to investigate the influence of the lower sweep angle on the flow structures. Additionally we compared our PIV and force measurement data with results of numerical simulations and the therewith identified structure of the vortex breakdown in the front part of the delta wing.

Approach: The vortex breakdown above a generic delta wing was experimentally investigated in order to contribute to the better understanding of this flow phenomenon. The velocity field inside the breakdown region was measured with a three component Particle Image Velocimetry (PIV) system with a high spatial resolution and accuracy, such that the vortical structure could be analysed based on the vorticity field.

Experiments were carried out at the 1m wind tunnel test facility (1MG) at the DLR (German Aerospace Center) in Göttingen. It is a closed circuit type low speed wind tunnel with a open jet test section. The cross section of the nozzle is $1\text{ m} \times 1\text{ m}$. The generic delta wing had a sweep angle of $= 57^\circ$, a thickness to chord ratio of $t_w/C = 0.021$, and a root chord length of $C = 237.5\text{ mm}$. The edges were chamfered by an angle of 15° , so that it was a sharp leading edge and a defined flow separation occurred. It was mounted on a generic fuselage and used as a high wing airplane configuration.

Results: Figure 1 shows the time averaged velocity field above the delta wing, visualised by several stream lines and an isosurface of the absolute velocity for $|U|/U_\infty = 0.67$, $|U|/U_\infty = 1.344$ and $|U|/U_\infty = 2.016$. With this simple vortex identification technique the primary vortex can be clearly detected especially if the additional streamlines, which are illustrating the rotational orientation of the winding around a common centre, are considered. It will be shown from the instantaneous velocity data that the stagnation point downstream of which the vortex starts to build up a breakdown bubble is located at approx. $X/C = 0.3$ from the leading apex. At the first glance this is surprising because for an angle of attack of 17° and under stationary flight conditions, normally the vortex breakdown flow pattern would appear at the trailing edge of the wing but not in this leading part of the delta wing. But at a closer look this can be explained by the large cone angle of dominant primary vortex and shown by the absolute velocity isosurface. This cone angle is geometrically predefined by the geometry of the wing. Therefore, on the one hand less vorticity will be transported into the vortex core, which makes the primary vortex more sensitive against disturbances, on the other hand the bigger cone angle enforces the development of subvortical structures. This is part of our investigation. In front of the breakdown region the isosurface of $|U|/U_\infty = 2.016$ shows the high velocity magnitude of the stable vortex. This high velocity magnitude is not present in the region of the vortex core but below and above it. It is dominated by a high radial velocity.

Figure 2 shows a detailed view around $X/C = 0.8$. The blue spots are marking positions where the velocity magnitude is close to zero. This zero points in the averaged velocity field can be interpreted as stagnation points. Between the two rear points the streamline shows a interesting behaviour. Emanating from the apex of the wing it follows the vortical structure until it reaches the rear stagnation point. After this it follows a path against the mean flow direction to the upper stagnation point. This is the behaviour usually expected in the case of a closed bubble in the vortex breakdown region.

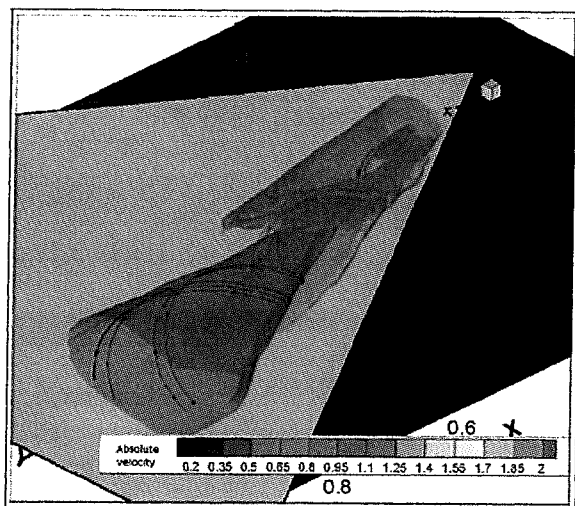


Figure 1

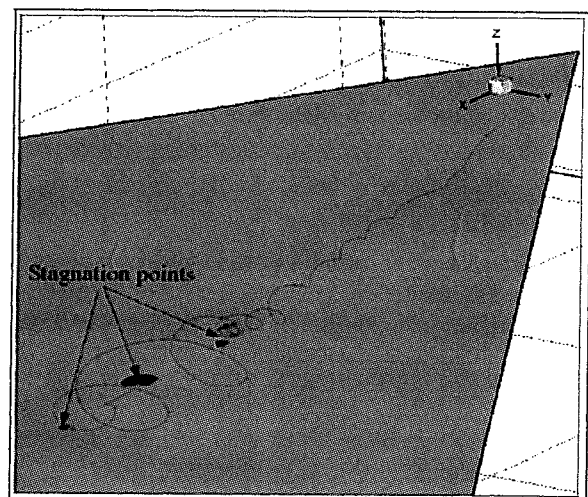


Figure 2

weiteres Vorgehen: In the near future we will concentrate on high resolution PIV measurements especially on vortex control mechanisms. The overall research goal will be to identify the significant vortex control parameters. Here the applied identification schemes provide a powerful tool to identify the vortical structures and their behaviour.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung / Meßtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Schmid, Dr.-Ing. C. Breitsamter

Institution: Technische Universität München
Lehrstuhl für Aerodynamik–AER
Prof. Dr.-Ing N. A. Adams

Adresse: Boltzmannstr. 15 **Telefon:** +89-289-16130
85748 Garching +89-289-16137
 Telefax: +89-289-16139
 e-mail: Arne.Schmid@aer.mw.tum.de

weitere Partner: EADS MT632, Dr. H. Rieger

Thema:

Untersuchung des turbulenten Strömungsfeldes an einer Delta–Canard–Konfiguration mit ausgeschlagener Vorderkantenklappe

Ausgangssituation:

Die im Bereich von hochmanövrierfähigen Flugzeugkonfigurationen verbreitete Delta–Canard–Anordnung ist in der Vergangenheit am AER bereits intensiv untersucht worden. Dabei wurde auch das Geschwindigkeitsfeld über der Tragfläche bis in den Stallbereich analysiert [1,2]. Die Strömung ist gekennzeichnet durch räumlich stark variierende Strömungswinkel. Darüber hinaus sind stromab der Aufplatzstelle des Flügelvorderkantenwirbels auch große zeitabhängige Richtungsänderungen festzustellen.

Ziel:

Die Arbeit dient der Untersuchung des Strömungsfelds am Tragflügel einer Delta–Canard–Konfiguration unter Berücksichtigung ausgeschlagener Vorderkantenklappen und Canardwinkelvariationen. Ergänzend zu bereits durchgeführten Geschwindigkeitsfeldmessungen soll der Totaldruck im Strömungsfeld zeitaufgelöst gemessen werden. Zusammen mit den Geschwindigkeitsfeldmessungen ergibt sich eine detaillierte Datenbasis zur Validierung numerischer Simulationen.

Lösungsweg:

Im Niedergeschwindigkeitswindkanal wird das Strömungsfeld über einer typischen Delta–Canard–Konfiguration mit Hilfe einer Totaldrucksonde in 12 Ebenen gemessen. Den Versuchen liegt eine Reynoldszahl von $Re_{\mu} = 1\text{Mio.}$ zugrunde. Die Druckverteilung im Strömungsfeld über dem Flügel der Referenzkonfiguration ohne Steuerflächenausschlag wurde mit mäßigem Anstellwinkel ($\alpha=15^\circ$) gemessen. Die gleiche Konfiguration wurde bei hohem Anstellwinkel ($\alpha=24^\circ$) unterhalb der Stallgrenze untersucht. Bei dem hohen Anstellwinkel wurde eine weitere Messung mit angepaßtem Canardwinkel $\varepsilon=-20^\circ$ und auf $\eta_{LE}=-20^\circ$ abgesenkter Vorderkantenklappe durchgeführt. Aufgrund der Kombination aus großen räumlichen und zeitlichen Strömungsrichtungsfluktuationen wurde auf den Einsatz einer Pitot- oder Mehrlochsonde verzichtet. Statt dessen wurde eine miniaturisierte Venturi–Pitotsonde eingesetzt, um den Totaldruck zu messen, vgl. Abb. 1. Die Sonde weist in einem Anströmwinkelbereich von $\Delta\varphi = \pm 40^\circ$ eine maximale Abweichung von $\Delta C_{pt}=5\%$ auf. Die Erhöhung der Schwankungsintensität beträgt maximal $\Delta C_{pt,rms}=1\%$. Die räumliche Auflösung beträgt über dem Flügel in lateraler und vertikaler Richtung $\Delta/s=0,027$ und der Abstand zwischen den Meßebenen entspricht $x/c_f=0,1$. Die gemessenen instationären Totaldruckverteilungen werden mit 1000 Hz tiefpaßgefiltert und mit einer Abtastrate von 3000 Hz aufgezeichnet.

Ergebnis:

Die gemessenen Totaldrücke und ihre Schwankungsintensitäten entsprechen den bereits bekannten Geschwindigkeitsfeldern. Infolge der Anstellwinkelvergrößerung von $\alpha=15^\circ$ auf $\alpha=24^\circ$ wird der Einflußbereich des aufgeplatzten Flügelvorderkantenwirbels deutlich größer und weist niedrigere minimale Totaldrücke auf. Infolge dessen wird der Nachlauf des Canard-wirbelsystems stärker zum Rumpf verlagert, vgl. Abb. 2, Abb. 3. Durch den Ausschlag der Vorderkantenklappe bildet sich ein System aus zwei Flügelswirbeln aus, das bei verringerter vertikaler Ausdehnung und höheren minimalen Totaldrücken mit einer geringeren Verlagerung des Canardwirbelsystems einhergeht, vgl. Abb. 4. Aufgrund des verringerten Canardanstellwinkels durch die angepaßte Canardstellung ist ein differenziertes Wirbelsystem im Nachlauf des Canards identifizierbar.

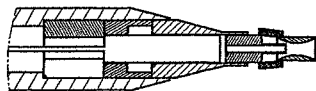
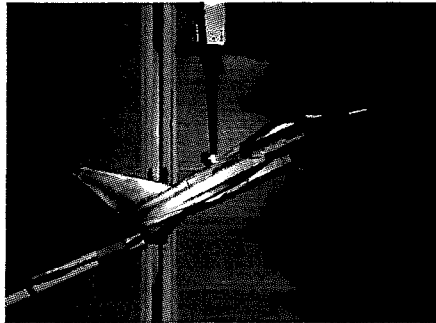


Abb. 1: Venturi-Pitotsonde mit Modell (oben) und im Schnitt (unten)

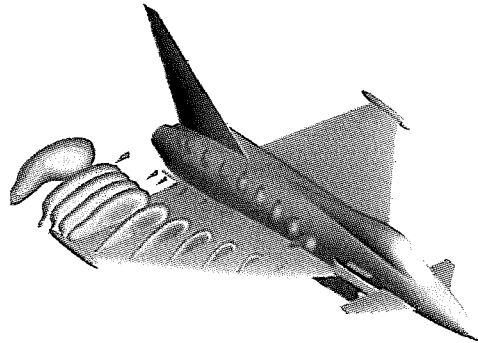


Abb. 2: Totaldruckverteilung im Wirbelsystem über der Tragfläche der Referenzkonfiguration ohne Vorderrumpfstrakes bei Anstellwinkel $\alpha=15^\circ$

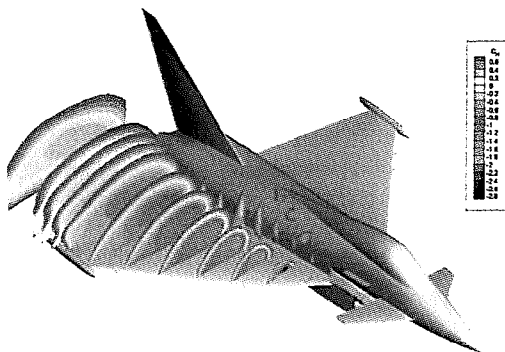


Abb. 3: Totaldruckverteilung im Wirbelsystem über der Tragfläche der Referenzkonfiguration mit Vorderrumpfstrakes bei Anstellwinkel $\alpha=24^\circ$

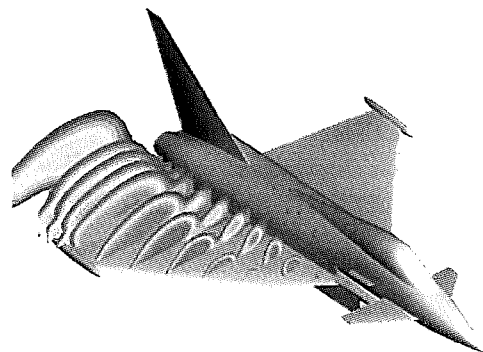


Abb. 4: Totaldruckverteilung im Wirbelsystem über der Tragfläche bei ausgeschlagener Vorderkantenklappe mit Vorderrumpfstrakes und angepaßtem Canard bei Anstellwinkel $\alpha=24^\circ$

Literatur:

- [1] C. Breitsamter: „Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln“. Dissertation, Herbert Utz Verlag, 1997.
- [2] A. Schmid, C. Breitsamter: „Experimental Study on the Flowfield of a Delta-Canard-Configuration with Deflected Leading Edge“. 14. STAB Symposium Bremen, 2004.

weiteres Vorgehen:

In der Zukunft sollen die Auswirkungen unsymmetrischer Anströmung auf das turbulente Strömungsfeld bei der hier betrachteten Konfiguration untersucht werden.

Datum: 25.1.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner: **Andreas Schütte¹, Robert Konrath², Heinrich Lüdeke¹**

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: ¹ Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig	² Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen
Telefon: 0531-295-2892 ¹	Telefon: 0551-709-2329 ²
Telefax: 0531-295-2320 ¹	Telefax: 0551-709-2830 ²
e-mail: andreas.schuette@dlr.de	e-mail: robert.konrath@dlr.de

weitere Partner: J. Luckring (NASA, Langley), D. Hummel (TU-Braunschweig),

Thema: Numerische und experimentelle Untersuchung der Wirbelströmung um Deltaflügel mit runden Vorderkanten

Ausgangssituation: Die Strömungsphysik um Deltaflügel mit scharfen Vorderkanten ist weitestgehend verstanden und umfangreich in der Literatur sowohl experimentell als auch mit Hilfe von numerischen Simulationen beschrieben worden. Einen großen Anteil an diesem Kenntnisstand hat das International Vortex Flow Experiment (VFE-1) [1] in den 80er Jahren geleistet. Trotz erheblicher Fortschritte bestehen immer noch Defizite in der Strömungssimulation vor allem in der Modellierung von Turbulenz speziell für wirbelbehaftete Strömungen mit Ablösungen. Aus diesen Gründen wurde 2001 ein neues International Vortex Flow Experiment (VFE-2) als Teil einer RTO Arbeitsgruppe AVT-113 initiiert [2].

Ziel: Mit den experimentellen Untersuchungen durch das DLR soll durch Anwendung moderner Messverfahren ein tieferer Einblick in die Umströmung eines Deltaflügel mit runden Vorderkanten ermöglicht und eine Datenbasis in hoher Qualität für die Validierung numerischer Verfahren erstellt werden.

Ziel der numerischen Untersuchungen ist es, den DLR TAU-Code für schlanke Konfigurationen mit runden Vorderkanten zu validieren. Hierbei sollen die Erfahrungen aus dem Experiment sowie die experimentellen Ergebnisse selbst in die Auswahl der verwendeten Turbulenzmodelle eingehen bzw. zur Verbesserung der Turbulenzmodelle beitragen.

Die Arbeiten sollen weiterhin einen Beitrag dazu leisten, wie in Zukunft auch komplexere schlanke Konfigurationen mit runden Vorderkanten, wie z.B. die X-31 numerisch behandelt werden müssen.

Lösungsweg: Die experimentellen Untersuchungen werden an einem Deltaflügel der NASA [3] mit 65° Vorderkantenpfeilung durchgeführt, siehe **Bild 1**. Der Deltaflügel besitzt eine flache Ober- und Unterseite sowie auswechselbare Vorderkantenelemente.

Im Rahmen des VFE-2 hat das DLR innerhalb der RTO Arbeitsgruppe AVT-113 die Aufgabe übernommen, Tests mit einem Modell der NASA im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) durchzuführen. In einer ersten Messkampagne wurden Druckverteilungen auf der Oberfläche des Deltaflügels mit Hilfe der PSP Messtechnik bestimmt, siehe **Bild 2**. Nach einer Auswertung der PSP-Ergebnisse wurden in einer weiteren Messkampagne für ausgewählte Fälle PIV Messungen mit scharfer und runder Vorderkante durchgeführt, siehe **Bild 3** ($Ma = 0.3-0.85$, $Re_{ref} = 1.5 \text{ bis } 6 \cdot 10^6$).

Auf der Seite der numerischen Simulation wurden ausgewählte Messpunkte aus dem Experiment mit dem DLR TAU-Code nachgerechnet, vgl. **Bild 2**. Für die Nachrechnung wurden sowohl vorverfeinerte Netze als auch Rechennetze unter Verwendung der Netzadaption im TAU-Code herangezogen.

Ergebnis: Erste experimentelle Ergebnisse und Vergleiche mit Rechnungen aus der VFE-2 Arbeitsgruppe wurden bereits in [4] veröffentlicht. In den Bildern 2 und 3 zeigt sich ein für die Konfiguration mit mittlerem Nasenradius typische Wirbeltopologie. Die Strömung ist zunächst von der Vorderkante ausgehend anliegend. Weiter stromabwärts löst die Strömung auf der Oberseite ab und es bildet sich ein innerer schwacher Wirbel, bevor sich noch ein Stück weiter stromabwärts der eigentliche

primäre Wirbel formiert. Das Drucksignal dieser beiden Wirbel ist sowohl in der PSP-Messung als auch in der Rechnung zu sehen, vgl. Bild 2. In Übereinstimmung von Simulation und PIV-Messergebnis bildet sich ein Zweiwirbelsystem über dem Flügel aus, wobei beide Wirbel den gleichen Drehsinn besitzen (siehe Bild 3).

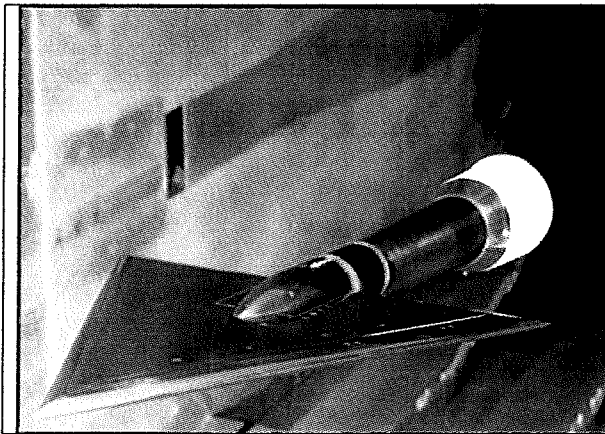


Bild 1: VFE-2 Deltaflügel mit runder Vorderkante (Nasenradius: $r/c_{ref}=0.0015$).

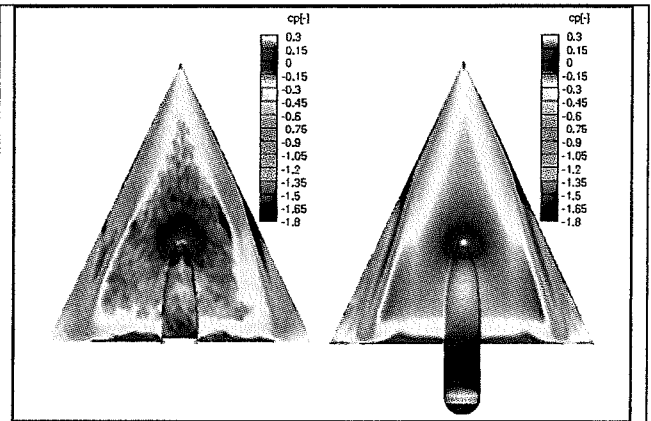


Bild 2: Vergleich der Druckverteilung über dem Deltaflügel mit runder Vorderkante für $Ma=0.4$, $Re=3 \cdot 10^6$, $\alpha=13^\circ$: PSP-Messung links, DLR TAU-Code Rechnung rechts (RANS, $k-\omega$).

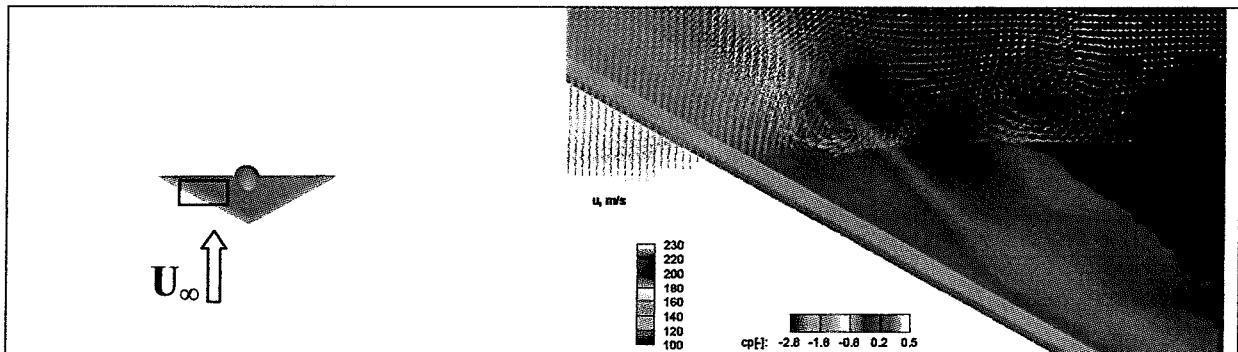


Bild 3: Darstellung der Wirbeltopologie über dem Deltaflügel mit runder Vorderkante anhand zeitlich gemittelter Geschwindigkeitsvektoren bei $x/l=0.6$ sowie die Oberflächendruckverteilung für $Ma=0.4$, $Re=3 \cdot 10^6$, $\alpha=13^\circ$.

Literatur:

- [1] Drougge, G.: The international Vortex Flow Experiment for computer code validation. ICAS-Proc. 1988, Vol. 1, pp. XXXV - XLI.
- [2] Hummel D, Redeker G.: A new vortex flow experiment for computer code validation. Presented at RTO AVT Symposium on Advanced Flow Management; Part A - Vortex Flow and High Angle of Attack, Paper Number 8, in Loen Norway during May 7-11, 2001.
- [3] Chu, J. und Luckring, J. M.: Experimental surface pressure data obtained on 65° delta wing across Reynolds number and Mach number ranges. NASA TM 4645, 1996.
- [4] Hummel, D.: The Second International Vortex Flow Experiment (VFE-2): Objectives and First Results. 2nd International Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, Cranfield University, 2005.

weiteres Vorgehen: Die bisherigen Erkenntnisse zeigen, dass die Transitionslagen von wesentlicher Bedeutung sind. Daher sind weitere Messungen mit einem Modell der TU-München im DNW-KKK geplant, auch um Daten bei kleiner Machzahl und sehr hohen Re-Zahlen zu erhalten.

Die numerischen Arbeiten sollen unter anderem ergänzt werden durch Rechnungen unter Berücksichtigung der Transition. Weiterhin sollen ergänzende Berechnungen mit dem Reynolds-Stress-Modell Ansatz mit dem TAU-Code durchgeführt werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** DREHFLÜGLER

Ansprechpartner Dr.-Ing. F. Le Chuiton

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Email: frederic.lechuiton@dlr.de

Telefon: 0531 / 295-3308
Telefax: 0531 / 295-2914

Weitere Partner

Thema Quasi-stationäre Simulation eines EC-145 Gesamthubschrauber: Rumpf + Haupt- und Heckwirscheiben + Triebwerksstrahlen

Ausgangssituation:

Euler/Navier-Stokes Verfahren (FLOWer Code).

Ziel:

Berücksichtigung des Einflusses der Triebwerksstrahlen auf die Strömung um Hubschrauber.

Lösungsweg:

Triebwerke werden durch ihre Ein- und Auslaufflächen modelliert, auf die Randbedingungen unter der Annahme einer Strömung im Unterschall gesetzt werden. Zunächst wird von der monodimensionalen Theorie der Charakteristiken festgeschrieben, wie viele Größen vom Anwender am Ein- bzw. Auslauf vorzugeben sind: Eine, nämlich der statische Druck, wird am Einlauf und vier, nämlich Gesamtdruck, Gesamttemperatur und Strömungsrichtung, werden am Auslauf vom Verfahren erwartet. Die verwendete Numerik beruht auf die für niedrige Geschwindigkeiten präkonditionierte Formulierung der monodimensionalen charakteristischen Variablen. Zusätzlich wird der Massenstrom am Eingang mit dem am Ausgang gekoppelt, indem der vorgegebene statische Druck iterativ angepasst wird.

Ergebnis:

Der von ECD entwickelte EC-145 Hubschrauber wurde unter Anwendung der Wirscheibenmodellierung für beide Rotoren quasi-stationär gerechnet, wobei beide Triebwerke angeschaltet wurden. Bild 1 stellt qualitativ den Temperaturnachlauf dar. Die Kontourtemperatur beträgt dimensionslos 1.1 und die am Ausgang 2.56 (Wert von 1 im Unendlichen). Deutlich zu sehen, ist die Nachlaufverformung aufgrund des hinter der Zelle generierten Wirbelsystems. Dies wird genauer im Bild 2 sichtbar gemacht, wo verschiedene Ereignisse im Laufe der Abwärtskonvektion aufgetragen sind. Insgesamt trägt die Berücksichtigung der Triebwerksnachläufe, im Vergleich zu keiner, zu einem anderen Wirbeligkeitssystem hinter der Zelle bei, welches für die Ermittlung der Stabilitätseigenschaften wichtig sein kann.

Datum: 10.01.06

STAB

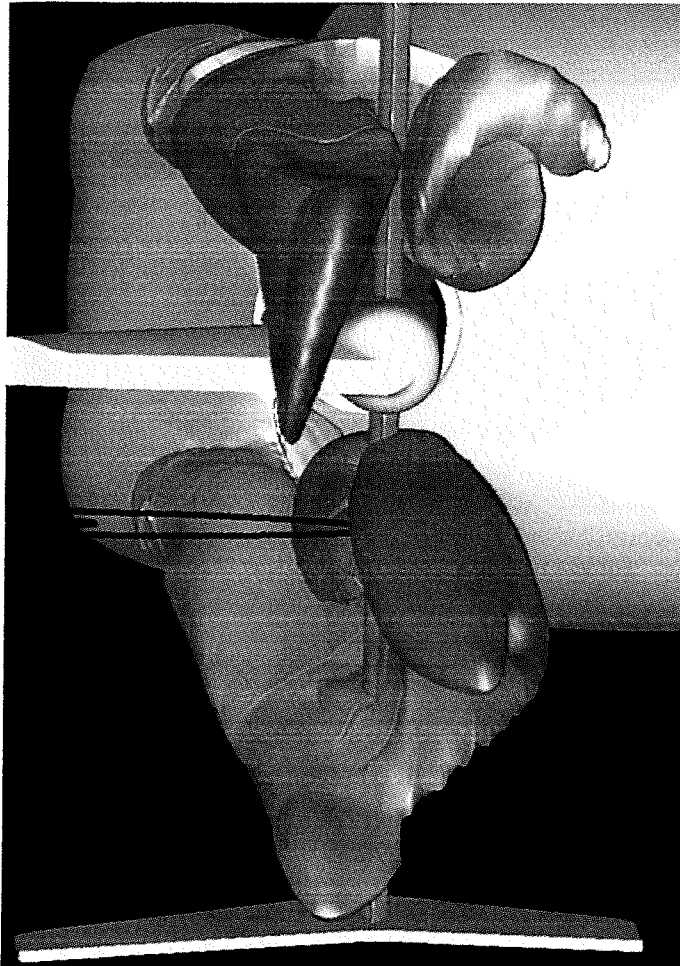


Bild 1: Temperaturnachlauf des EC-145-Hubschraubers. $T_{\infty}=1$, $T_{OUT}=2.56$, $T_{ISO}=1.1$

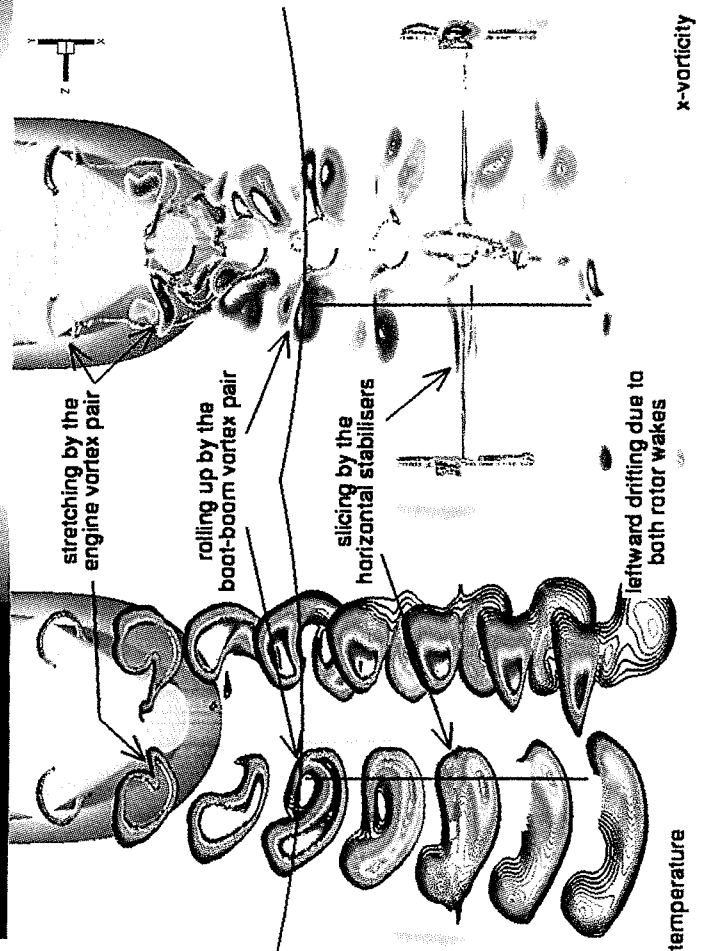


Bild 2: Qualitativer Zusammenhang zwischen Wirbeligkeit und Temperatur im Nachlauf.

Literatur:

- [1] Le Chuiton, F. "Actuator Disc Modelling for Helicopter Rotors", Aerospace Science and Technology, Vol. 8, Issue 4, 2004, pp. 285-297
- [2] Le Chuiton, F. "Chimera Simulation of a Complete Helicopter with Rotors as Actuator Discs", Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer (accepted)
- [3] Le Chuiton, F. "Quasi-Steady Simulation of a Complete EC-145 Helicopter: Fuselage + Main/Tail Actuator Discs + Engines", Proceedings of the 31st European Rotorcraft Forum, Firenze, Italy, 2005

Weiteres Vorgehen:

Somit wurde das Arbeitspaket „quasi-stationäre Simulation des Gesamthubschraubers“ im Rahmen der deutsch-französischen Kooperation CHANCE abgeschlossen. Die Zusammenarbeit wird im Nachfolgeprojekt SHANEL fortgesetzt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Abteilung: Numerische Verfahren (Hubschrauber)

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Sascha Schneider

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295-2429
Telefax: 0531 295-2320
e-mail: sascha.schneider@dlr.de

Thema: Weiterentwicklung des DLR-Verfahrens TAU (cell-centered Option) zur verbesserten Simulation von Blattwirbelinteraktionen (BVI) bei Hubschraubern

Ausgangssituation:

Eine wichtige Lärm-Komponente bei Hubschraubern ist neben dem HSI-Lärm (*High Speed Impulsive Noise*) auch der BVI-Lärm (*Blade Vortex Interaction Noise*), welcher durch Blattwirbelinteraktionen der Rotorblätter verursacht wird. Bisher verhindert bei der numerischen Berechnung dieser Blattwirbelinteraktionen die zu schnelle Dissipation der Blattwirbel eine hinreichend genaue Simulation. Eine Ursache liegt hier in der Feinheit der Netze. Damit nun eine hinreichend genaue Simulation der Blattwirbel gewährleistet werden kann, muss entweder die Gitterweite des Netzes sehr klein sein, was jedoch auf Kosten der Rechenleistung geht, oder die Verfahrensordnung erhöht werden.

Ziel:

Diese Arbeit hat das Ziel eine verbesserte Simulation von Blattwirbelinteraktionen bei Hubschraubern, speziell im Vortwärtsflug, zu schaffen.

Lösungsweg:

Die Idee ist zum einen die Nutzung von instationärer, lokaler Adaption in den Kindnetzen (Rotorblätter) und zum anderen die Ausnutzung von Verfahren höherer Ordnung innerhalb dem kartesischen Chimera-Hintergrundnetz. Dadurch soll gewährleistet werden, dass sich die Blattwirbel innerhalb diesem speziellen Netz weniger dissipativ verhalten.

Grundsätzlich fiel die Entscheidung zugunsten des zentralen Padé-Schemas in der Finiten-Volumen Diskretisierung. Die Implementierung in den TAU-Code (cell-centered Option) wird sich in drei Teile gliedern:

- Padé-Interpolation der konservativen Variablen auf die Zellseitenflächen mit höherer Ordnung
- Berechnung der Flussbilanzen einschließlich der dafür benötigten Korrekturterme
- Padé-Filterung der konservativen Variablen mit höherer Ordnung

Erste Ergebnis:

Erste Rechnungen mit dem Prototypen der cell-centered Option zeigen, dass das implementierte zentrale Padé-Schema, bestehend aus den drei oben genannten Teilen, auf einem kartesischen äquidistanten Netz für den einfachen zweidimensionalen Testfall eines mit der Strömung transportierten Wirbels gute Ergebnisse liefert. In Abbildung 1 ist der statische Druckverlauf des Wirbels nach verschiedenen Zeiten zusehen.

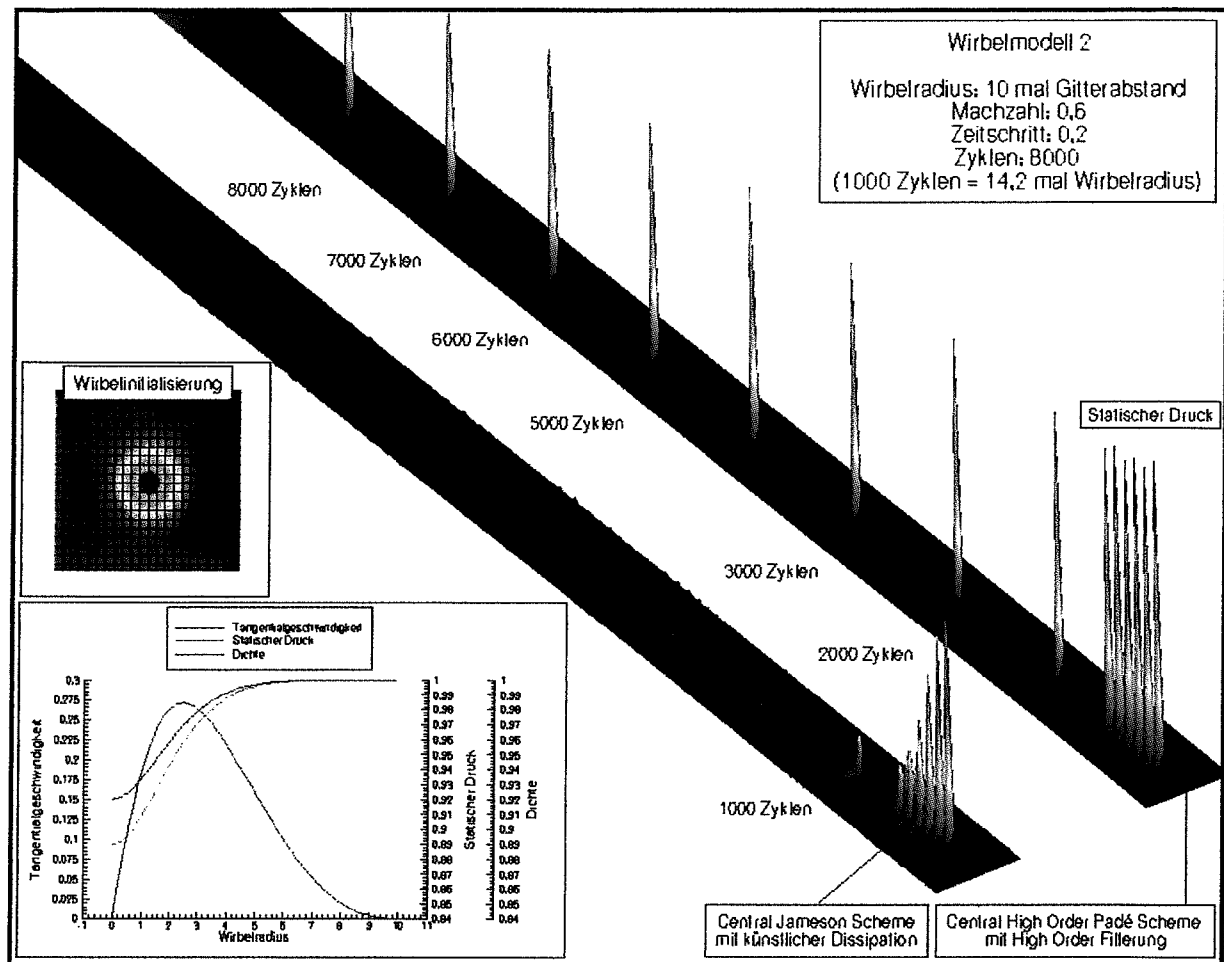


Abbildung 1 Vergleich Central Jameson Scheme mit Central High Order Padé Scheme

Nächste Schritte:

- Überprüfung der Konservativität des Filters
- Erweiterung auf beliebige kartesische Netze
- Anpassung der zellzentrierten Diskretisierung für Rotorströmungen
- Interpolation der Strömungsgrößen zwischen Rotor- und Hintergrundnetz (unterschiedliche Verfahrensordnung)
- Instationäre Adaption in den Kindnetzen
- Koppelung mit Akustik und Struktur
- Erprobung und Validierung des Verfahrens für Rotoren im Vorwärtsflug und für Gesamtkonfigurationen

Literatur:

- [1] Sanjiva K. Lele
„Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution“
- [2] Chris Lacor, Sergey Smimov, Martine Baelmans
“A Finite Volume Formulation of Compact Central Schemes on Arbitrary Grids”
- [3] J.M.C. Pereira, M. H. Kobayashi, J. C. Pereira
“A Fourth-Order Accurate Finite Volume Compact Method for the Incompressible Navier-Stokes Solutions”
- [4] Datta V. Gaitonde, Miguel R. Visbal
“Padé-Type Higher-Order Boundary Filters for Navier-Stokes Equations”

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Britta Schöning

Institution: DLR

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3307

Telefax: 0531-295-2320

e-mail: britta.schoening@dlr.de

Weitere Partner: A. D'Alascio, Eurocopter Deutschland GmbH

Thema: Validierung der DLR Strömungslöser FLOWer und TAU in abgelösten Strömungen am Beispiel des EC145 Hubschrauberrumpfes.

Ausgangssituation: Hubschrauber sind für gewöhnlich keine der Strömung angepasste Körper, wie es bei Flugzeugen der Fall ist. Die Schwebefähigkeit eines Hubschraubers macht ihn zur idealen Maschine für Rettungsmaßnahmen, Überwachung, Transport von Menschen und Gütern in schwer erreichbaren Regionen etc. Für diese Einsätze ist eine stumpfe Rumpfform erforderlich. Die Hecktür für leichtes und schnelles Beladen verletzter Personen führt auf der Rückseite des Rumpfes zu einem extremen Übergang vom Rumpf zum Heckausleger. Um diese besondere Körpergeometrie zu optimieren, sind aerodynamische Simulationswerkzeuge erforderlich, welche auch in Ablösegebieten zuverlässige Ergebnisse liefern. URANS (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes) Gleichungen haben für leicht abgelöste Strömungen einen hohen Grad an Genauigkeit erreicht.

Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Untersuchung von URANS Turbulenzmodellen (2-Gleichungsmodelle Wilcox $k-\omega$ -Modell und Menter SST Modell, 7-Gleichungs-Reynolds-Spannungsmodell (RSM)) in starken Ablösegebieten, validiert am komplexen EC145-Hubschrauberrumpf.

Lösungsweg: Die CFD-Ergebnisse, die vom DLR-FLOWer-Code auf strukturierten Netzen und vom DLR-TAU-Code auf hybriden Netzen erzeugt wurden, sind mit Windkanaldaten verglichen worden, die am BK117-C2-Hubschrauberrumpf gemessen wurden. Beide Verfahren lösen die kompressiblen, dreidimensionalen URANS Gleichungen um feste und deformierbare Körper.

Der FLOWer-Code ist ein Finite Volumen Verfahren für strukturierte Mehrblocknetze. Er verwendet eine zentrale Raumdiskretisierung mit künstlicher Dissipation und expliziten mehrstufigem Zeitschrittschema. Lokales Zeitschrittverfahren, implizites Residuenglätten und Mehrgitter-Technik werden zur Konvergenzbeschleunigung herangezogen. Das duale Zeitschrittverfahren wird für instationäre Berechnungen benutzt. Auf überlappenden Netzen ist weiterhin eine Chimera-Technik verfügbar.

Der TAU-Code ist ein hybrides Verfahren basierend auf dualen Netzen. Das duale Netz ist in einer Kanten-basierten Datenstruktur gespeichert, die den Strömungslöser von den Elementtypen des primären Netzes unabhängig macht. Für die Mehrgitter-Technik wird ein Agglomerationsansatz verwendet, bei dem gröbere Netze durch Zusammenfügen der feinen Netzkontrollvolumina entstehen. Für instationäre Strömungen wird ein duales Zeitschrittverfahren verwendet. Zur Auflösung detaillierter Strömungsphänomene steht ein Adaptionsverfahren zur Verfügung, das auf lokaler Verfeinerung des hybriden Netzes basiert.

STAB

Ergebnisse: Bild 1 (links) zeigt das mit dem Netzgenerator Centaur erzeugte hybride Netz, das mit Hilfe der TAU-Adaption verfeinert wurde. Rechts ist das entsprechende blockstrukturierte ICEM-Hexa-Netz für die FLOWer-Rechnungen um den EC145-Rumpf. Die Widerstandsvorhersage (Bild 2 links) der beiden FLOWer-Rechnungen mit RSM und dem Menter SST Modell und der Tau-Rechnung mit dem Menter SST Turbulenz-Modell stimmt sehr gut mit dem Windkanalexperiment überein, besonders im Bereich $\alpha = -12^\circ$ bis $\alpha = 0^\circ$. Dies ist der Winkelbereich, den der Hubschrauberrumpf im Vorwärtsflug annimmt. Das Wilcox k- ω -Modell von TAU sagt den Widerstand etwas niedriger vorher.

Bild 2 (rechts) zeigt den Druckbeiwert auf den Oberfläche des EC145-Rumpfes als Ergebnis einer TAU-Rechnung mit dem Menter SST 2-Gleichungsturbulenzmodell. Typische Ablösegebiete im hinteren Bereich des Rumpfes sind durch Wandstromlinien sichtbar gemacht.

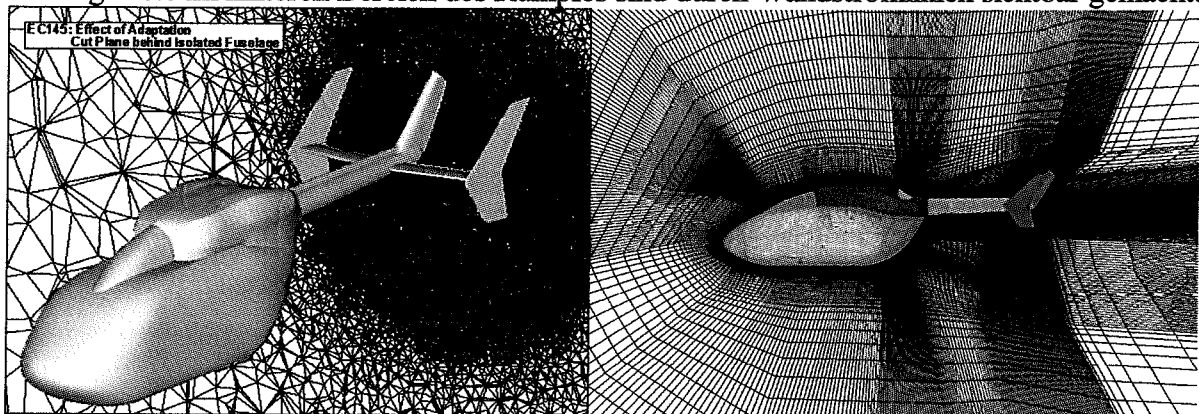


Bild 1: Hybrides adaptiertes Netz für Tau (links); strukturiertes Netz für FLOWer (rechts).

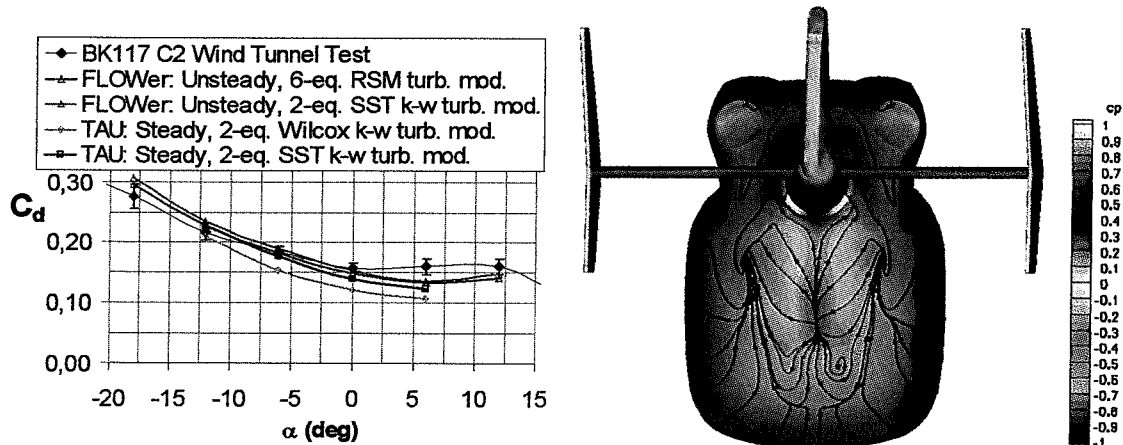


Bild 2: Widerstandsbeiwert über α (links); Druckbeiwert auf der EC145-Oberfläche, TAU-Rechnung mit Menter SST Modell (rechts).

- [1] B. Eisfeld: "Numerische Simulation aerodynamischer Probleme mit Reynolds-Spannungsmodellen", erscheint in Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer Verlag, 2005.
- [2] D'Alascio, A., Pahlke, K. and Le Chuiton, F. "Application of a structured and an unstructured CFD-method to the fuselage aerodynamics of the EC145 helicopter. Prediction of the time averaged influence of the main rotor." European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, ECCOMAS 2004, Jyväskylä, 24-28 July.

Weiteres Vorgehen:

Auf experimenteller Ebene wird Eurocopter an der TU München eine Messkampagne am BK117-C2 durchzuführen, die u.a. auch PIV Messungen zur Verfügung stellen wird. Diese Ergebnisse werden für weitere detailliertere Validierungsrechnungen genutzt.

Datum: 12.10.2005

STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** DREHFLÜGLER

Ansprechpartner Dr.-Ing. J. Yin

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Email: jianping.yin@dlr.de

Telefon: 0531 / 295-3313
Telefax: 0531 / 295-2914

weitere Partner

Thema AEROACOUSTIC TEST RESULTS FROM HELINOVI MAIN
ROTOR/TAIL ROTOR/FUSELAGE TEST IN DNW

Ausgangssituation:

In the framework of the European HeliNOVI (Helicopter Noise & Vibration Reduction) project, an aeroacoustic DNW wind tunnel study was conducted into helicopter tail rotor noise. The EU HeliNOVI project is designed to resolve the deficiency in tail rotor noise data and is part of the continuing EU effort towards improving the understanding of tail rotor noise reduction and vibration reduction technology by means of a comprehensive investigation of main rotor (MR)/tail rotor (TR) interaction noise and rotor induced vibrations through both theory and experiment (ref.1, 2).

Ziel:

The whole wind tunnel test is divided into two parts, an aeroacoustic test and a vibration test. The goal of the aeroacoustic tests was to investigate (1) the importance of TR noise for different flight conditions (2) MR/TR interaction noise, and (3) TR noise reduction concepts. In addition, a unique database of high resolution airloads on rotor blades and fuselage, flow field around TR and of the radiated noise levels were generated.

Lösungsweg:

A comprehensive experimental program within HeliNOVI was launched employing 40% geometric and dynamic scaled helicopter wind-tunnel model. The model is well equipped with densely instrumented MR and TR as well as a lightly instrumented fuselage. To improve the understanding of the effect of MR wake on TR inflow, a 3-component flow visualization and flow velocity measurement, by means of Particle Image Velocimetry (PIV), are also employed on planes near TR inflow and outflow region parallel to the free stream. The acoustic signal is measured by the inflow microphone array (16 Mics) mounted on a traverse. Besides the conventional measurement techniques, a 140-microphone out-of-flow phased array was applied to locate and quantify the different noise sources on the model. Fig.1 presents an overview of the test set up and DLR test rig as well as inflow and outflow microphone system in this wind tunnel. The tested configuration in aeroacoustic part address a number of noise reduction techniques; (1) TR sense of rotation (NACA 0012 TR used), (2) Variation of position between MR and TR (S102 TR used), (3) Variation of rotor rotational speed. The flight conditions covered include level, climb, and descent flight at various flight speeds.

Ergebnis:

The test results indicate that tail rotor noise is most important for climb and high-speed level

flight. Furthermore, it is found that main rotor/tail rotor interactions only have a small effect on the overall noise levels. After a reduction of rotor tip speed, the most efficient tail rotor noise reduction concept involves changing the tail rotor sense of rotation from 'advancing side down' to 'advancing side up'. As an example from the test, the influence of the direction of TR rotation on TR noise is demonstrated by observing noise contour plots as shown in Fig.2 for a flight conditions at 12° climb. When comparing maximum noise level of TR rotated in Advancing Side Down (ASD), the noise reduction about 8 dBA for TR rotated in Advancing Side Up (ASU) is observed. The noise reduction at the maximum noise area is about 6dBA for 60m/s level flight condition.



Fig. 1: HeliNOVI test set up for aeroacoustic test

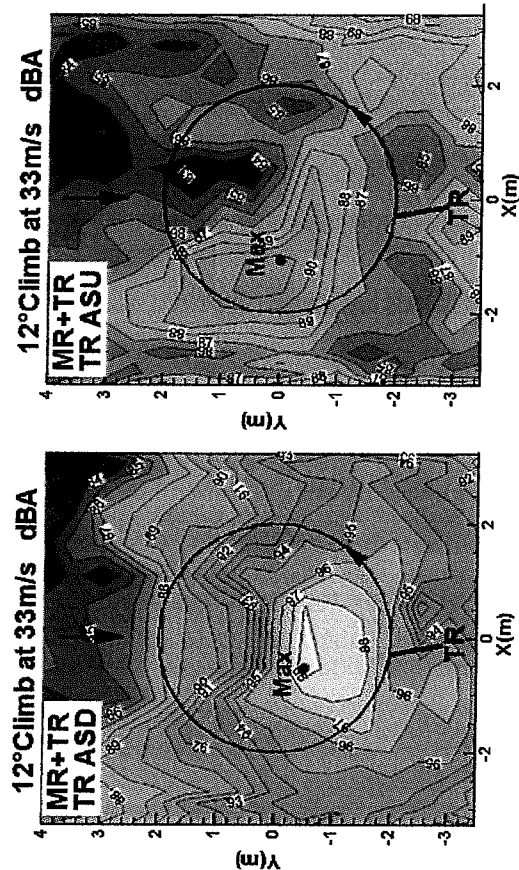


Fig. 2: Comparison of full scale dBA contours for the combined operation of both MR and TR in different TR rotational direction

Literatur:

- [1] J. Yin, B.v.d. Wall, S. Oerlemans (2005): REPRESENTATIVE TEST RESULTS FROM HELINOVI AEROACOUSTIC MAIN ROTOR/TAIL ROTOR/FUSELAGE TEST IN DNW. European Rotorcraft Forum, 31st ERF 2005, P42, Florence (ITALY), 2005-13-09 - 2005-15-09
- [2] H.-J. Langer, O. Dieterich, S. Oerlemans, O. Schneider, B. v.d. Wall, J. Yin (2005): The EU HeliNOVI Project -Wind Tunnel Investigations for Noise and Vibration Reduction. European Rotorcraft Forum, 31st ERF 2005, P32, Florence (ITALY), 2005-13-09 - 2005-15-09

Weiteres Vorgehen:

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner

Daniel Guyot, Erich Schülein

Institution

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse

37073 Göttingen, Bunsenstr. 10

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

E-mail: erich.schuelein@dlr.de

weitere Partner

Thema

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 [3]. Betrachtet wurden dabei Anströmmachzahlen von 2 bis 6 und Anstellwinkel von 0° bis 15°. Die numerischen Untersuchungen wurden an Planar- und Gitterflügeln unendlicher Spannweite durchgeführt, wobei die Effekte der Vorderkantenzahnung bei Variation mehrerer Strömungs- und Geometrieparameter betrachtet und analysiert wurden. Die Bewertung der Flügelleistung wurde dabei basierend auf den gefundenen Widerstands- und Auftriebsbeiwerten verschiedener Flügel aufgebaut und durch begleitende experimentelle Untersuchungen validiert.

Ergebnis: Die Ergebnisse der numerischen Untersuchungen spielen in der Arbeit eine besonders wichtige Rolle. Da die Anzahl der untersuchten Windkanalkonfigurationen wesentlich bescheidener war als die der numerischen Untersuchungen, konnte eine allgemeine Beurteilung der Wirkung einzelner Parameter nur anhand der Windkanaldaten nicht durchgeführt werden. Die Ergebnisse der numerischen Untersuchungen liefern solche Aussagen. Die begleitenden experimentellen Untersuchungen bestätigen diese Erkenntnisse auch für realistische Flügel mit endlichen Spannweite und Höhe.

Zu den wichtigsten Ergebnissen der Arbeit gehört mit Sicherheit die Aussage, dass sowohl numerisch als auch experimentell eine Reduzierung des Widerstandes bzw. eine Steigerung der Flügelleistung durch die Zahnung der Vorderkante eines Gitterflügels festgestellt werden konnte. 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. So, verglichen mit einem herkömmlichen Rechteckgitterflügel gleicher Vorderkantenzuschärfung, lag der maximale Gewinn des Nullauftrieb-Druckwiderstandes im untersuchten Bereich der Strömungsparameter für einen Zahngitterflügel mit einem Pfeilwinkel von 55° bei ca. 42% und der der Gleitzahl (ohne Reibungsanteil) bei ca. 37%. Das sind sehr überzeugende Ergebnisse, die das Potenzial der lokalen Pfeilung der Lamellenvorderkanten zeigen.

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.

Literatur

- [1] Belotserkovsky S.M., Odnovol 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] Schülein E., „Gitterflügel“, Deutsche Patentanmeldung 10 2004 026 625.5 (Juni 2004), sowie „Wing for an Aircraft or Spacecraft“, US-Patentanmeldung 11/142,511 (Mai 2005).
- [3] Guyot D., „Experimentelle und numerische Untersuchung zum Einfluss der Lamellengeometrie auf die Leistung eines Hochgeschwindigkeitsgitterflügels“, Diplomarbeit, TU Berlin, Februar 2005

Weiteres Vorgehen: Detaillierte Windkanaltests im Rohrwindkanal Göttingen an gezahnten Planar- und Gitterflügeln sind für den Herbst 2005 eingeplant. Vertiefende numerische und experimentelle Untersuchungen im Rahmen des neuen DLR-Projekts FFT (Fortschrittliche Flugkörper Technologien) sollen die Eigenschaften dieser Steuerelemente an Gesamtkonfigurationen ausleuchten.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner:

Dr. Anke Kovar, Dr. Erich Schüle

Institution:

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse:

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2317

Telefax: 0551/709-2811

e-mail: anke.kovar@dlr.de

Weitere Partner:

DLR Köln, Abt. WK (Herr Emunds, Herr Tarfeld)

Thema:

**Experimentelle und numerische Simulation von
Querschubstrahlen zur Steuerung hochagiler Flugkörper**

Ausgangssituation:

Ende 2004 wurde das DLR-interne Projekt HaFK abgeschlossen, in dessen Rahmen die Untersuchung der Querschubstrahlsteuerung durchgeführt wurde. In dieser sollte die komplexe Wechselwirkung zwischen Strahl, Strömung und Rumpfgrenzschicht erfasst werden, sowie durch geeignete Strömungskontrollmassnahmen die entstehende Ablösung stabilisiert werden. Die Untersuchungen wurden sowohl experimentell im Rohrwindkanal (RWG) des DLR Göttingen als auch numerisch mit dem DLR-Tau-code durchgeführt.

Ziel:

Es wurde versucht, mit geeigneten Mitteln die Strömung dahingehend zu beeinflussen, dass Lage und Größe der durch die Wechselwirkung entstehende Ablösezone stabilisiert werden. Dieses ist von großer Bedeutung für den sog. Verstärkungsfaktor, der Auskunft darüber gibt, ob die entstehende Wechselwirkung zu einem Gewinn oder Verlust des Strahlschubs beiträgt. Es sollte somit eine Konfiguration bestimmt werden, die in Bezug auf die Steuerfähigkeit eine höhere Effizienz besitzt.

Lösungsweg:

Numerische Simulationen eines Seitenstrahls, der unter verschiedenen Konfigurationen aus einer ebenen Platte ausgeblasen wird, bildeten die Grundlage für die weiteren Rechnungen, die an einer Gesamtkörperkonfiguration durchgeführt wurden [1, 2]. Die Anfangs- und Randbedingungen wurden gemäß den experimentellen Bedingungen im Windkanal gesetzt: Anströmmachzahl $M=5.0$, Anstellwinkel $\alpha=0^\circ$ und 10° , $Re=47 \cdot 10^6$ [1/m], sowie Ausblasmachzahl des Strahls $M_j=1.0$. Für die Analyse und den Vergleich der numerischen und Windkanal-Daten wurden Wandstromlinien, Größe und Lage der Ablöseregion, Wanddrücke, als auch zur Bestimmung der Verstärkungsfaktoren, die Kräfte herangezogen.

Ergebnis:

Anhand des Vergleichs von z.B. Wanddrücken konnte gezeigt werden, dass der Tau-code hinreichend gut in der Lage ist, die sich ergebenden komplexen Strömungsfelder vorherzusagen. Obwohl die Größe der Ablöseblase nicht exakt vorhergesagt wurde, ist die Ähnlichkeit der Wandstromlinien für das Wechselwirkungsgebiet dennoch beeindruckend (Abb. 1).

Die numerischen Verstärkungsfaktoren bestätigten die experimentellen Ergebnisse in ihrer Tendenz. Von allen Konfigurationen, die numerisch und experimentell untersucht wurden (einfacher Strahl, einfacher Strahl im Nachlauf eines schwächeren Strahls bzw. einer Nadel, vier Strahlen in Längs- oder Queranordnung), sowie weiterer Anordnungen, die nur experimentell untersucht wurden (Array-Anordnung von 36 Düsen, Schlitzdüsen in Längs- oder Queranordnung) zeigte sich die Queranordnung von vier Strahlen als die für die Querschubwirkung effizienteste.

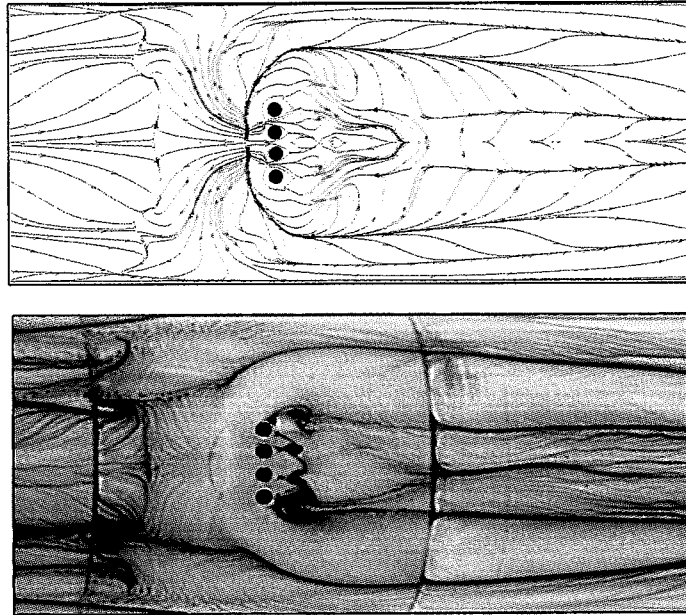


Abb. 1: Darstellung der Wandstromlinien für den Flugkörper im Fall „vier Strahlen quer“ im Vergleich: Anstellung von $\alpha=10^\circ$ oben numerisch berechnet, unten experimentell. Gut zu erkennen sind sowohl die Hauptablösezone, als auch die beiden leeseitigen Rumpfwirbel.

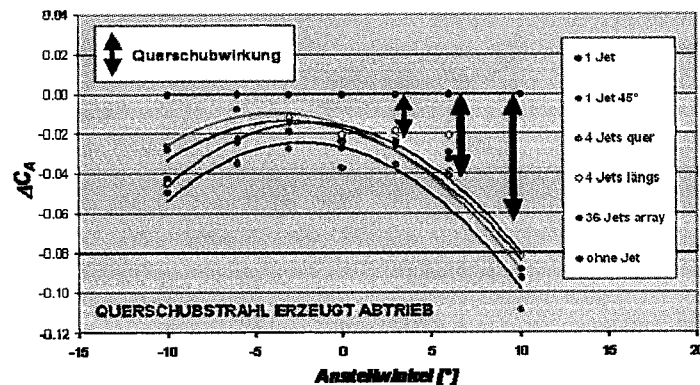


Abb. 2: Darstellung der Querschubwirkung für einige experimentell untersuchte Fälle. Die Querschubwirkung erzeugt Abtrieb und erzielt die größte Wirkung für „vier Strahlen quer“.

Literatur:

- [1] A. Kovar und E. Schüle, 2005: „Study of Supersonic Flow Separation induced by a Side Jet and Its Control“, accepted for publication in: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Contributions to the 14th STAB/DGLR Symposium Bremen, ZARM, Germany 2004
- [2] A. Kovar and E. Schüle, 2004: „Comparison of Experimental and Numerical Investigations on Side Jets in Supersonic Cross Flows“, Proceedings of Aerospace Aerodynamics Research Conference of RAeS, Sept., 14-15, 2004, London, UK

Datum: 21.09.2005
STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper

Ansprechpartner: Dr. Hrvoje Kozmar

Institution: Universität Zagreb

Adresse: Ivana Lučića 5, 10000 Zagreb, Kroatien

Telefon: +385/(0)1/6168162

Telefax: +385/(0)1/6156940

e-mail: hrvoje.kozmar@fsb.hr

weitere Partner:

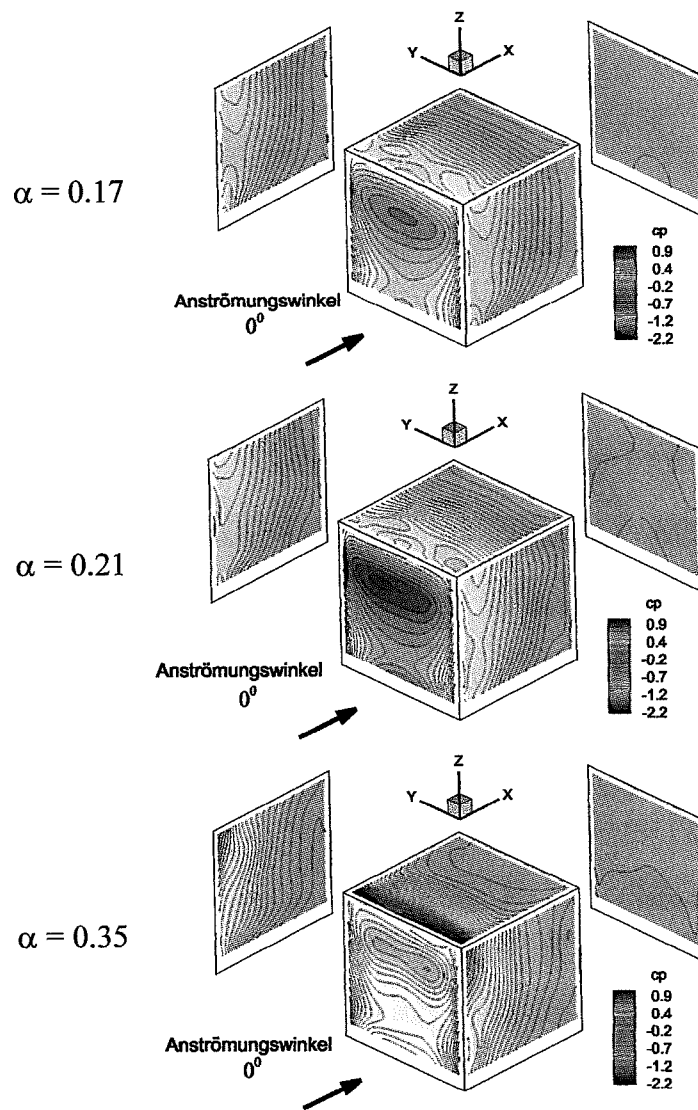
Thema: Experimentelle Untersuchungen von Windlasten auf Gebäude

Ausgangssituation: Die Windlasten auf Bauwerke werden in letzten Jahrzehnten häufig untersucht. Die Forschungsarbeiten in diesem Bereich laufen auf zwei verschiedenen Wegen, bzw. numerisch mittels Großrechner und experimentell in Windkanälen. In der Numerik (CFD) treten zahlreiche Probleme auf, wobei die ungenügende Größe des modellierten Strömungsfeldes und die Ungenauigkeiten bei der Abbildung der Turbulenzstruktur die größten Schwierigkeiten bereiten. Aus diesem Grunde ist man meistens auf die Untersuchungen im Windkanal angewiesen. Am Lehrstuhl für Fluidmechanik der TU-München werden in letzten Jahren die Windlasten auf Gebäude in einem Grenzschichtwindkanal systematisch untersucht. Zunächst wird im Windkanal das entsprechende Model der atmosphärischen Grenzschicht generiert. Der Strömung wird das Gebäudemodel (in dieser Arbeit ein Würfel) ausgesetzt. Die Struktur der Windlasten wird aufgrund der Druckmessungen auf der Modeloberfläche untersucht.

Ziel: Generierung von drei Modellen der atmosphärischen Grenzschicht, die durch das Exponent des Potenzgesetzes $\alpha = 0.17, 0.21$ und 0.35 charakterisiert sind, im Grenzschichtwindkanal im Maßstab 1:500 unter Verwendung von der Counihan Methode. Der Strömung wird ein Würfel beim Anströmungswinkel 0° ausgesetzt und auf der Oberfläche werden stationäre und instationäre Drücke gemessen. Daraus werden Schlussfolgerungen über die Struktur der Windlasten auf ein würfelförmiges Gebäude zurückgezogen.

Lösungsweg: Für die Modellierung der atmosphärischen Grenzschicht im Windkanal wird die Counihan Methode (Barriere, Wirbelgeneratoren, Bodenrauigkeit) verwendet. Die Barriere sorgt für die Entstehung der Wirbel mit der horizontalen Drehachse. Die Wirbelgeneratoren rufen die Bildung der Wirbel mit der vertikalen Drehachse hervor. Durch die, in Höhe und Belegungsdichte, variablen Rauigkeitselemente wird die Struktur im unteren Teil der Grenzschicht beeinflusst. Nach $3-4 \delta$ hinter den Wirbelgeneratoren ist die Grenzschicht völlig modelliert und befindet sich im Gleichgewichtszustand. Mit der Variationen sowohl der Bodenrauigkeitsdichte und -höhe als auch der Barrierenhöhe und -form werden drei unterschiedliche Grenzschichtmodelle ($\alpha = 0.17, 0.21$ und 0.35) generiert. Die Grenzschichtstruktur wird auf der Basis der Hitzdrahtmessungen ermittelt. Es werden die wichtigsten Parameter der Grenzschichtstruktur betrachtet: gemittelte Geschwindigkeit, Turbulenzintensität, Schubspannung, integrales Längenmaß der Turbulenz, spektrale Leistungsdichte. Der Grenzschichtströmung wird ein Würfel der Kantenlänge 10 cm ausgesetzt, wobei der Anströmungswinkel 0° beträgt. Auf allen Seiten ausgenommen Bodenfläche werden stationäre und instationäre Drücke gemessen. Für stationäre Druckmessungen wird Scanivalve-System und für instationäre Druckmessungen Kulite Miniatur-Druckaufnehmer verwendet. Es werden stationäre Druckbeiwerte c_p , instationäre Druckbeiwerte $c_{p,rms}$ und spektrale Leistungsdichte der Druckschwankungen analysiert.

Ergebnis:



Verteilung der c_p Druckbeiwerte auf der Würfeloberfläche abhängig von der Grenzschichtstruktur

Literatur:

- COUNIHAN, J.: An improved method of simulating an atmospheric boundary layer in a wind tunnel, *Atmospheric Environment*, 3 (1969), S. 197-214
- LEE, B.E.: The effect of turbulence on the surface pressure field of a square prism, *Journal of Fluid Mechanics*, 69 (1975), S. 263-282
- KAREEM, A., CERMAK, J.E.: Pressure fluctuations on a square building model in boundary-layer flows, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 16 (1984), S. 17-41
- SITHEEQ, M.M., IYENGAR, A.K.S., FARELL, C.: Effect of turbulence and its scales on the pressure field on the surface of a three-dimensional square prism, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 69-71 (1997), S. 461-471
- SURRY, D., DJAKOVICH, D.: Fluctuating pressures on models of tall buildings, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 58 (1995), S. 81-112

weiteres Vorgehen:

Es werden drei Modelle der atmosphärischen Grenzschicht ($\alpha = 0.17$, 0.21 und 0.35) im Grenzschichtwindkanal in Maßstäben 1:333 und 1:250 unter Verwendung von der Counihan Methode generiert werden. Diesen Strömungen werden unterschiedliche Gebäudemodelle ausgesetzt werden. Es wird der Skalierungseinfluss bei der Simulation von Windlasten auf Gebäude im Windkanal untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Rumpfe / Körper

Ansprechpartner: Dr. Friedrich Leopold

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

**Adresse: 5, Rue du Général Cassagnou
68301 Saint Louis Cedex**

**Telefon: +33 389.69.50.61
Telefax: +33 389.69.50.48
e-mail : leopold@isl.tm.fr**

weitere Partner: EADS/LFK

Thema: Untersuchung der Roll-, Nick- und Gierbewegungen von drallstabilisierten Flugkörpern in Überschallwindkanälen

Ausgangssituation:

Die Definition und Auslegung künftiger Flugkörpersysteme erfordert zuvor umfangreiche, technologische Grundlagenuntersuchungen mit generischen Fragestellungen sowohl hinsichtlich der Flugkörpergeometrie als auch zu den Flugzuständen. In Zusammenarbeit mit der Industrie sollen verschiedene Teilaspekte von innovativen Flugkörperkonzepten untersucht und bewertet werden.

Ziel:

Ziel der Arbeit ist der Aufbau einer Windkanalmessvorrichtung, die Drehungen in allen Richtungen um den Massenschwerpunkt des Modells erlaubt. Dabei geht es hauptsächlich um:

- die Vermessung des Rolldämpfungsmoments,
- die Vermessung des Magnuseffekts,
- die Simulation der Nick- und Gierbewegungen von drallstabilisierten Flugkörpern und
- die Simulation von Flugmanövern, verursacht durch Ruderausschläge oder Seitenstrahlen.

Lösungsweg:

Für die Grundlagenuntersuchung wird eine Messvorrichtung verwendet, die eine kardanische Aufhängung des Flugkörpermodells zulässt. Um möglichst realitätsnahe Messungen durchführen zu können, werden die Modelle mit einer speziellen Rollvorrichtung auf unterschiedliche Drehzahlen gebracht. Die Drehzahlen liegen in einem Bereich von 10 bis 250 Hz. Nach dem Abziehen der Rollvorrichtung ist dann das Modell um den Massenschwerpunkt frei drehbar.

Um Aussagen über das Flugverhalten der Flugkörper machen zu können, muss die Lage des Modells mit einer hohen räumlichen und zeitlichen Auflösung bestimmt werden. Dazu wird eine Laserdiode einschließlich der Stromversorgung in die Nase des Flugkörpermodells integriert. Der Laserstrahl ist gegenüber der Symmetrieachse leicht versetzt und wird über eine Optik auf eine positionsempfindliche Photodiode (PSD) abgebildet, die fest mit dem Windkanal verbunden ist. Diese Photodiode vermisst die aktuelle Position des Laserstrahls mit einer Datenrate von 10 kHz.

Die Signale werden in Echtzeit verarbeitet und mit Hilfe einer USB-Schnittstelle an einen Rechner zur Auswertung übertragen. Mit einer Kalibrierung der Photodiode können Rückschlüsse auf die Rotations-, Anstell- und Schiebewinkel des Flugkörpermodells gezogen werden

Ergebnis:

Erste Tests mit der neuen Modellvorrichtung haben ergeben, dass 3 bis 4 s nach dem Starten des Windkanals die gewünschte Drehzahl erreicht wird. In der Abbildung 1 ist die Auslenkung der Modellnase in horizontaler Richtung dargestellt. Während der ersten 13,25 s ist das Modell fest an die Rollvorrichtung gekoppelt.

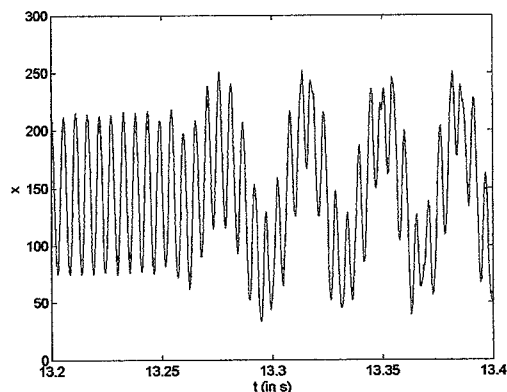


Abb. 1: Auslenkung der Modellnase in horizontaler Richtung.

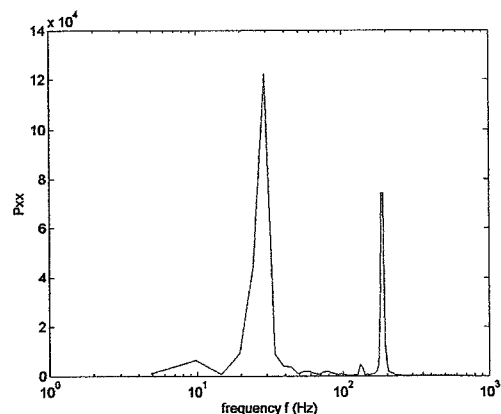


Abb. 2: Frequenzspektrum der Auslenkungen in horizontaler Richtung.

Danach wird die Rollvorrichtung abgezogen und das Modell kann sich nun um seinen Schwerpunkt frei bewegen. Sofort nach dem Freigeben des Modells setzen Nutations- und Präzessionsbewegungen ein. Besonders deutlich ist dies in der Abbildung 2 zu sehen. Die hohe Frequenz (190 Hz) entspricht der Drallstabilisierung des Flugkörpermodells, während die tiefe Frequenz von 40 Hz den Ausgleichsbewegungen zuzuschreiben ist.

Literatur:

CORBY N., BERRY J.B.: "A wind tunnel rig for Magnus force and moment on spinning models", AGARD-CP-493 Missile Aerodynamics (Suppl.), 1990, pp. 13-1 – 13.8J.
 DIONISIO F., JOHNSON I.: "Roll Damping Measurements of a Free-Spinning Bomb", 21st International Symposium on Ballistics, Adelaide, Australia, April 19-23, 2004.
 GARCON F., RAFFIN J.C., FONTAINE J., WOLFF S.W.D. : "New roll damping, pitch damping and Magnus measurement rigs at ONERA", AIAA Paper 2003-0454, Jan. 2003.
 LEOPOLD, F.; GASTBOIS, G.; LACOUR, A.; SOMMER, E.: "Wind Tunnel Rig for the Study of Roll Damping and Pitch Damping Effects of Free-Spinning Models at Supersonic Speed", 21. International Congress and Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, ICIASF, Sendai, Japan, 2005.

weiteres Vorgehen:

In Zukunft sollen mit diesem Versuchsaubau die aerodynamischen Parameter von drehenden, bzw. drallstabilisierten Flugkörpermodellen vermessen werden. Zudem können mit dieser Messvorrichtung auch Flugmanöver simuliert und somit die Effizienz von Seitenstrahlen bzw. von Ruderausschlägen getestet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper

Ansprechpartner: Claudio Mannini

Institution: Department of Civil Engineering - University of Florence (Italy)

Adresse: Via S. Marta, 3 - 50139 - Florence (Italy)

Telefon: +39.340.2937824

Telefax: +39.055.4796230

e-mail: claudio.mannini@dicea.unifi.it

weitere Partner: Günter Schewe; Ralph Voß; Ante Soda

Thema: RANS Simulation of Incompressible Flow Around Bridge Sections

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, flow re-attachment and large eddy shedding. Therefore, the aerodynamic simulations of such flows is still very much a research field and cannot be used for design purposes. Consequently, wind tunnel tests remain the most reliable tool available for bridge engineers.

Ziel: The goal of the present research work is the simulation of low Mach number incompressible flows around bluff bodies using the DLR TAU code. Moreover, the possibility of using 2-D unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes approach (URANS) instead of the much more expensive 3-D Large Eddy Simulation (LES), which is often considered the only reasonable approach for computational bridge aerodynamics, is investigated.

In order to simulate in the near future complex geometries such as bridge decks, the reasonable approach is to start with the simulation of simpler bluff bodies, for example various rectangular cylinders. A square cylinder and a rectangular cylinder with a chord-to-thickness ratio of 5 were chosen as first study cases, since a wide range of reliable experimental results are available in literature.

Lösungsweg: The first step in this work was the validation of the TAU code for low Mach number flows, since the code was mainly developed for simulation of transonic flows. For this reason a two dimensional airfoil NACA0012 was tested for $Ma = 0.3$ and the results satisfactorily compared with experiments [1].

For the simulation of flow around the rectangular cylinder hybrid grids are adopted: thin structured layers with quadrilateral cells close to the surface (in order to better capture boundary layer separation and reattachment) are combined with an unstructured discretisation (triangular cells) of the rest of the field. The farfield is circular and placed at a distance of 100 chords from the body. Particular attention was paid to refine grids at the corners of the cylinders, where separation is expected, and in the surface zone where shear layer reattachment can occur. The refinement of a large area of the unstructured grid in the wake was also necessary in order to limit the numerical dissipation of the eddies shed from the body. Grid, time step and inner iteration convergence studies were performed as well.

The TAU central solver with classical dissipation was used, together with the Spalart-Allmaras one-equation turbulence model. Various two-equation turbulence models were also tested for comparison reasons. All the computations were performed on the computer cluster of the DLR Institut für Aeroelastik in Göttingen.

Ergebnis: For the square cylinder (R1) a fully separated flow (without any reattachment) is expected when the flow direction is perpendicular to one face. In addition, no Reynolds number effects were observed in this case (e.g. [2], [3] and [4]). The first simulation was performed at a Reynolds number of 10^5 , Mach number of 0.1 and angle-of-attack $\alpha = 0^\circ$. The results are in very good agreement with experiments, especially concerning Strouhal number and mean force coefficients, and practically of the same quality as LES results reported in [4]. Then the $\alpha = 13^\circ$ case was considered since it is known from [2] that for this flow inclination the permanent reattachment of one shear layer occurs and consequently the condition of maximum Strouhal number and lift and minimum drag is reached. This case was more complex than the previous one but the results are still fairly good. It is worth noting that the amplitudes of oscillation of the forces are of the same order of magnitude as experimental ones, whereas a perfect agreement cannot be expected due to the high three-dimensionality of the real flow.

The aerodynamics of the rectangular cylinder with chord-to-thickness ratio of 5 (R5) was simulated for two Reynolds numbers ($Re = 2.6 \times 10^4$ and 1.3×10^5) and two different angles-of-attack ($\alpha = 0^\circ$ and 4.0°) and the results were compared with the experiments performed at the same time by Dr. Schewe in the DLR high-pressure wind tunnel in Göttingen. The agreement is generally good, although the amplitudes of oscillation of the forces are much smaller than experiments when $\alpha = 0^\circ$. Fig.1 confirms that the numerical simulation is able to detect the expected flow reattachment on the lower side of the cylinder for $\alpha = 4^\circ$.

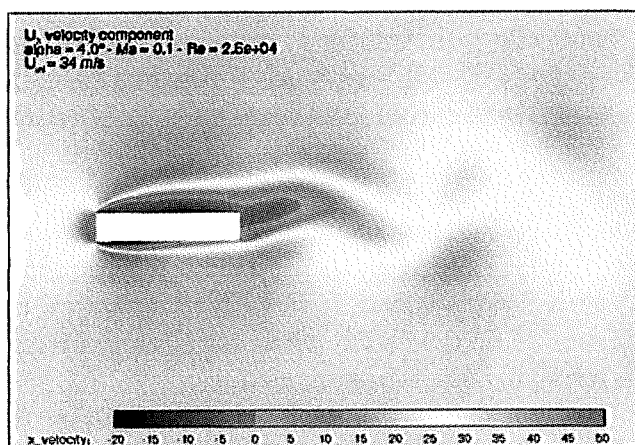


Fig. 1 Rectangular cylinder R5 ($\alpha = 4^\circ$). Contour plot of the instantaneous x-velocity component.

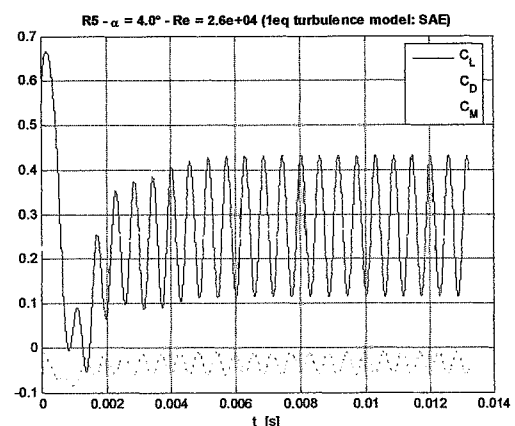


Fig. 2 Rectangular cylinder R5 ($\alpha = 4^\circ$). Time histories of lift, drag and moment coefficients.

Literatur: [1] AGARD, Compendium of unsteady aerodynamic measurements, *AGARD Report No. 702*, 1982.

[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] Simiu, E. & Scanlan, R.H., *Wind effects on structures*, John Wiley & Sons, Inc., Third edition, New York (1996).

[4] Lübcke, 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).

weiteres Vorgehen: The future development of this work should be the investigation of bluff bodies with more complex geometries than rectangular cylinders (realistic bridge decks). In particular, the next step will be the TAU simulation of a closed-box trapezoidal girder which is at present experimentally tested in the CRIACIV wind tunnel of Prato (Italy). Furthermore, additional investigations about the role played by turbulence model and Reynolds number are needed in order to clarify some still doubtful results. Finally, a comparison between 2-D URANS simulations and 3-D Detached Eddy Simulations (DES) is of interest.

Datum: 08 October 2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler

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

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

Telefon: +33 3 8969 5042
Telefax: +33 3 8969 5048
e-mail: seiler@isl.tm.fr

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

Thema: Neue Möglichkeit der Kraftmessung am Stoßrohr-Windkanal STB des ISL

Ausgangssituation:

Die Messung der auf ein Modell einwirkenden Luftkräfte in Stoßrohren ist schwierig, da die Strömung nur für einige Millisekunden aufrechterhalten bleibt. Eine für diese Zwecke nutzbare Standardmethode ist kommerziell nicht erhältlich. Weltweit werden demzufolge in den verschiedenen Stoßrohlabor Eigenentwicklungen genutzt. Die nachfolgende Aufzählung zeigt die wichtigsten, früher und zurzeit verfolgten Methoden:

- ISL Saint-Louis Frankreich (Stoßrohr): freifliegendes Modell mit Beschleunigungsgebern,
- NAL Kakuda, Japan (Stoßrohr): hängendes Modell mit Beschleunigungsgebern,
- RWTH Aachen, Deutschland (Stoßrohr): Modell auf Waage mit Dehnungsmessstreifen,
- Univ. of Queensland, Australien (Stoßrohr): Modell an Stab mit Dehnungsmessstreifen,
- Univ. of Bangalore, Indien (Stoßrohr): Modell auf Messkopf mit Dehnungsmessstreifen,
- Univ. of Beer Sheva, Israel (Stoßrohr): Visualisierung der Bahn von kleinen Tröpfchen,
- SWRC Sendai, Japan (Stoßrohr): Visualisierung der Bahn von kleinen Kugeln,
- Univ. of Oxford, UK (Gun tunnel): Visualisierung der Bahn von Kugeln und Kegeln.

Verfahren mit Beschleunigungsgebern und Dehnungsmessstreifen haben den Nachteil, dass Einschwingvorgänge, die mehrere Millisekunden andauern, das Messsignal während der Stoßrohrmessung stark stören.

Ziel:

Die schon am SWRC in Japan und an der Universität Beer Sheva in Israel an Stoßrohren verwendete Visualisierungstechnik wurde weltweit erstmals im Stoßrohlabor des ISL am Stoßrohr-Windkanal STB für Messzeiten von max. 3 ms auf „große“ und „schwere“ Modellkonfigurationen übertragen und auf ihre Anwendbarkeit hin geprüft. Mit „Kugeln“ unterschiedlichen Durchmessers ($\varnothing$ 50, 70 und 90 mm), Zylindern ($\varnothing$ 20 mm) und Kegel-Zylinder-Konfigurationen ($\varnothing$ 20 mm) sollten die Widerstandsbeiwerte gemessen und mit in der Literatur verfügbaren Daten verglichen werden.

Lösungsweg:

Mit dieser Messtechnik, genannt „Freiflugkraftmesstechnik FFM“, wird die Bewegung eines im Stoßrohr-Windkanal freifliegenden Modells anhand einer Bildserie visualisiert und daraus dessen Bahn $s(t)$ bestimmt. Das Modell hängt an dünnen Fäden oder Papier vor der Düse. Setzt die Düsenströmung ein, werden die Fäden/Papier weggerissen, das Modell bewegt sich frei stromab und/oder seitlich. Daraus folgt $s_x(t)$ wie auch $s_y(t)$. Über die Lösung der Bewegungsgleichung werden die Luftkräfte F_x und F_y , bzw. c_w und c_A , erhalten [1].

Ergebnis:

Versuche erfolgten im Stoßrohr-Windkanal-Kanal STB des ISL. Abb. 1 zeigt beispielhaft das mit dünnen Streifen in der Messkammer befestigte Kegel-Zylinder-Modell. Nach Einsetzen der Düsenströmung wirken Widerstands- und/oder Auftriebskräfte auf das freifliegende Modell. Es bewegt sich stromab und/oder seitlich in x-, bzw. y-Richtung. Die Verschiebungen sind: $s_x(t)$, $s_y(t)$. Die Bewegungsgleichung in x-Richtung lautet:

$$\ddot{s}_x - k_x (u - \dot{s}_x)^2 = 0$$

Für die Bahn des Modells, z. B. in x-Richtung, ist die Lösung wie folgt:

$$s_x(t) = ut - \frac{1}{k_x} \ln(uk_x t + 1)$$

Die Modellverschiebung wird mittels Bildserie visualisiert, siehe Abb. 2, und daraus Bild für Bild die $s_1(t_1)$, $s_2(t_2)$, ..., $s_n(t_n)$ ausgemessen. Durch Anpassen des theoretischen Verlaufs für $s_x(t)$ an die aus dem Experiment bestimmten Verschiebungen $s_n(t_n)$, Abb. 3, ergibt sich der Widerstandsbeiwert c_W als,

$$c_W = \frac{k_x 2m}{A \rho}$$

bzw. bei Verschiebung in y-Richtung der Auftriebsbeiwert c_A .

Das in Abb. 2 gezeigte Beispiel betrifft die Kegel-Zylinder-Konfiguration mit 20° Kegelwinkel (10° Halbwinkel) in Mach 4,5 Anströmung. Die Auswertung ergibt: $c_W = 0.18 \pm 0.01$. Nach Hoerner [2] ist $c_W = 0.18$, in bester Übereinstimmung mit dem experimentell bestimmten c_W -Wert. Ebenso stimmen die mit dem FFM-Verfahren mit unterschiedlich großen ($\varnothing = 50, 70$ und 90 mm) und schweren ($m = 75, 153, 260$ g) Kugeln gemessenen Widerstandsbeiwerte sehr gut mit den Angaben in [2] überein. Weitere untersuchte Geometrien betreffen zylindrische Körper. Auch hier decken sich die Messwerte ausgezeichnet mit den in [2] angegebenen Daten.

Literatur:

- [1] F. Seiler, G. Mathieu, A. George, J. Srulijes, B. Sauerwein, M. Havermann, Development of a free flight force (FFM) technique at the ISL Shock Tube Laboratory, 25th International Symposium on Shock Waves, ISSW25, 17 – 22 July, Bangalore, India und ISL-Veröffentlichung PU 620/2005
- [2] S. F. Hoerner: 'Fluid Dynamic Drag'. Editor: S. F. Hoerner, 148 Busteed Drive, Midland Park, 07432 New Jersey

Weiteres Vorgehen:

Das FFM-Verfahren wird in Zukunft routinemäßig am Stoßrohr-Windkanal STB des ISL für Kraftmessungen an unterschiedlichen Modellgeometrien eingesetzt.

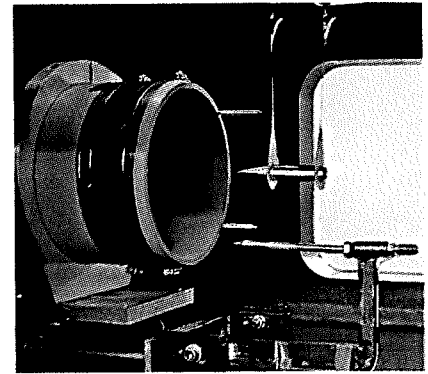


Abb. 1: Modell im Windkanal

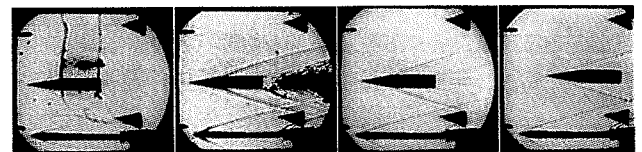


Abb. 2: Bildserie

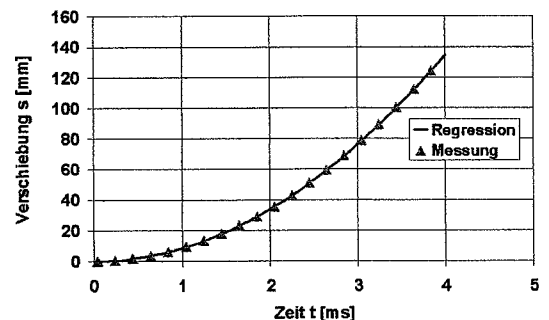


Abb. 3: Anpassung der Theorie an die Messung

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. Julio Srulijes

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

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

Telefon: +33 3 8969 5043

Telefax: +33 3 8969 5048

e-mail: srulijes@isl.tm.fr

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

Thema: Aerodynamik von Gitterflügeln im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL

Ausgangssituation:

Neue Flugkörperkonzepte sehen Gitterflügel zur Flugstabilisierung und zur Steuerung im hohen Überschall vor. Da Gitterflügel bisher vorwiegend bei kleinen Überschallmachzahlen Anwendung fanden ist es für die Auslegung der Flugeigenschaften im anvisierten Flugbereich wichtig, Informationen über die Aerodynamik von Gitterflügeln mit und ohne Anstellung gegen die Längsachse des Flugkörpers wie auch bei Drehung der Gitterflügel gegen die Anströmung bereitzustellen.

Ziel:

Ziel der Untersuchungen ist, die Umströmung von Gitterflügeln in Zusammenarbeit mit der Firma EADS/LFK im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL unter realen Anströmbedingungen experimentell zu simulieren. Die mit separierten Flügeln, in Originalgröße und 1:4,5 verkleinert, sollen mit Visualisierungen Auskunft über das aerodynamische Verhalten dieser Flügel im hohen Überschall bei Machzahl 6 geben. Geplant ist darüber hinaus, mit Messungen des Luftwiderstandes Angaben über die Luftkräfte zu erhalten, die auf einen generischen, mit solchen Gittern ausgestatteten Flugkörper einwirken.

Lösungsweg:

Zur Visualisierung der Umströmung der EADS/LFK-Gitterflügel wurde das Differentialinterferometer eingesetzt, das die Dichteverteilung (Gradienten) anhand von Helligkeitsunterschieden im Differentialinterferogramm bildhaft anzeigt. Die Anströmung erfolgte im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL bei Machzahl 4,5 und Konditionen wie sie beim Flug eines Flugkörpers in 9 km Höhe vorkommen und bei $M = 6$ bei 12 und 17 km Höhe. Die Strömungsparameter, Dichte, Druck und Temperatur werden entsprechend der Flughöhe simuliert. Das Verhalten der Gitter bei Anstellung gegen die Längsachse und Drehung gegen die Querachse wird anhand der aufgenommenen Strömungsbilder erläutert und durch Versuche im Stoßrohr-Windkanal mit der von Seiler et al. entwickelten, neuen FFM-Kraftmesstechnik ergänzt. Dabei geht es um die Messung der Widerstandsbeiwerte von separierten Gitterflügeln im Maßstab 1:1 und 1:4,5 bei Mach-6-Anströmung. Versuche mit Anstellung bzw. Drehung bis 5° wurden durchgeführt. Der auf einen mit Gittern bestückten Flugkörper wirkende Luftwiderstand ergibt sich näherungsweise aus der Addition der auf den Körper und die einzelnen Gitter einwirkenden Luftkräfte.

Ergebnis:

Untersucht wurde die Umströmung originalgroßer wie auch verkleinerter Flügelgeometrien. Der Einbau des original großen Gitterflügels im Stoßrohr-Windkanal ist in Abb.1 linkerhand ersichtlich. Der Flügel befindet sich vor dem Düsenaustritt montiert. Die rechterhand angeordneten DI-Aufnahmen zeigen sehr deutlich die aus den Gitterkanälen kommenden, diagonalen Stoßwellen. Diese kreuzen sich im Nachlauf, d. h. sie durchlaufen die inneren Segmentabschnitte ohne Störung durch Reflexionen untereinander oder an den Segmentblechen. Flugkonditionen sind: $M = 6$ und 16 km (Abb. 1 unten) bzw. $18,5 \text{ km}$ (Abb. 1 oben). Schon auf dem letzten STAB Workshop im Jahre 2003 wurden diese Untersuchungen andiskutiert und in der Zwischenzeit durch weitere, mit Stoßrohr-Windkanal STB erhaltenen Strömungsinformationen komplettiert.

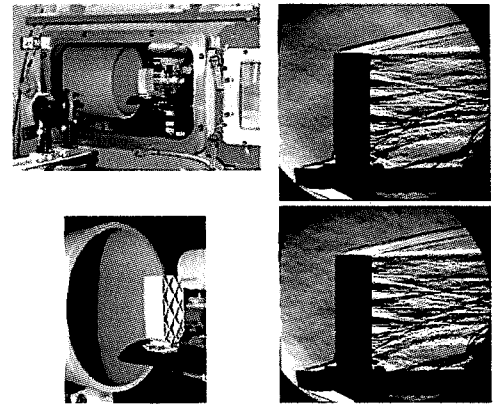


Abb. 2: Umströmung originalgroßer Gitterflügel im Stoßrohr-Windkanal

Die Messungen der Luftkräfte auf separierte Gitterflügel, Original und 1:4,5 verkleinert, erfolgten mit der im Stoßrohrlabor des ISL weiterentwickelten Freiflugkraftmesstechnik FFM. Dabei werden die Gitterflügel frei hängend vor der Düse an dünnen Papierstreifen platziert. Nach Einsetzen der Strömung reißt das Papier augenblicklich ab. Die Gitter bewegen sich frei aufgrund der einwirkenden Strömungskräfte stromab. Mittels Hochgeschwindigkeitsfotografie wird der Flug der Gitter visualisiert. Die Verschiebung versus Flugzeit, ausgemessen von Bild zu Bild, definiert den auf das untersuchte Gitter einwirkenden Widerstand, bzw. seitliche Verschiebung die Lateralkräfte, sprich Auftrieb. Erste Ergebnisse zeigen, dass die gemessenen c_w -Werte, sowohl bei 0° als auch bis zu 5° Anstellung mit den aus der Literatur bekannten Werten vergleichbar sind, ebenso bei Drehung quer zur Anströmrichtung.

Literatur:

- [1] F. Seiler, G. Mathieu, A. George, J. Srulijes, B. Sauerwein, M. Havermann, Development of a free flight force (FFM) technique at the ISL Shock Tube Laboratory, 25th International Symposium on Shock Waves, ISSW25, 17 – 22 July, Bangalore, India und ISL-Veröffentlichung PU 620/2005
- [2] S. F. Hoerner: 'Fluid Dynamic Drag'. Editor: S. F. Hoerner, 148 Busteed Drive, Midland Park, 07432 New Jersey

Weiteres Vorgehen:

Es wird versucht, ein mit Gitterflügeln versehenes, verkleinertes Modell eines Flugkörpers für Stoßrohrexperimente zu konzipieren, dessen Masse 250 g nicht überschreiten sollte. Anhand dieses Modells können die aus den Vorarbeiten resultierenden Angaben über den gesamten Widerstandsbeiwert geprüft und verbessert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: laminare Ablöseblasen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Sebastian Burgmann

Institution: Lehrstuhl für Strömungslehre und Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstrasse zw. 5 u. 7

Telefon: +49 (241) 80-95429

Telefax: +49 (241) 80-92257

e-mail: s.burgmann@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner:

Institut für Mechanik und Fluidodynamik (TU Bergakademie Freiberg) und SPP 1147 (DFG)

Thema:

Scanning-PIV-Messungen an einer laminaren Ablöseblase

Ausgangssituation:

Die Umströmung von Auftriebskörpern bei kleinen Reynoldszahlen ist für viele aerodynamische Anwendungen relevant, beispielsweise bei Turbinenschaufeln oder ausgeschlagenen Hinterkantenklappen eines Tragflügels. Insbesondere aufgrund der aktuellen intensiven Forschung im Bereich der unbemannten Fluggeräte (UAV) sind Untersuchungen abgelöster Strömungen von besonderem Interesse, da Ablösungen zu starken Veränderungen der Stabilität und der Flugleistungen führen.

Bei kleinen Reynoldszahlen stellt sich an Tragflügeln häufig eine lokale laminare Ablösung mit einem turbulenten Wiederanlegen der Strömung ein, wobei ein Rezirkulationsgebiet eingeschlossen wird (Ablöseblase) [1]. Es entstehen Kelvin-Helmholtz-Instabilitäten, die im Bereich des Wiederanlegens zu einem Aufrollen der abgelösten Scherschicht führen. Die sich dabei bildenden Wirbel weisen eine starke Wechselwirkung untereinander und mit der Ablöseblase auf [2].

Ziel:

Ziel der Untersuchungen ist die experimentelle Erfassung der Geschwindigkeitsverteilungen an einem Tragflügel mit Ablöseblase sowie die Detektierung der aus dem Rezirkulationsgebiet ablösenden Wirbel und der Bestimmung der zugehörigen Wirbelbildungsfrequenzen für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten und Anstellwinkel. Die Wirbelstrukturen sollen zeitlich und räumlich detailliert aufgelöst werden.

Lösungsweg:

Die laminare Ablöseblase wird an einem SD7003-Profil in einem Wasserkanal Göttinger Bauart erzeugt und mittels Scanning PIV vermessen. Das Profil ist zwischen der oberen und unteren Wand der Messstrecke eingespannt, um Beeinflussungen der Ablöseblase durch Flügelrandwirbel zu vermeiden, und wird unter Winkeln von 4° bis 8° angestellt. Die untersuchten Reynoldszahlen liegen zwischen $Re_c=20.000$ – 60.000 bezogen auf die Flügeltiefe c (200mm).

Bei der eingesetzten Scanning-PIV-Messtechnik werden 5 räumlich und zeitlich versetzte Lichtschnitte erzeugt, so dass durch die wandernde Messebene ein Volumen abgetastet werden kann. Dazu werden einzelne Diodenlaser mit einer Wellenlänge von 805nm eingesetzt, die unabhängig voneinander positioniert und gepulst werden können. Die Detektion der beleuchteten Partikel in den einzelnen Ebenen erfolgt mit einer CMOS-Hochgeschwindigkeitskamera, wobei die Laser so mit der Aufnahmefrequenz synchronisiert werden, dass jeder Laserpuls einer Bildaufnahme entspricht. Die Kamera besitzt eine Auflösung von 1024x512 Pixeln bei einer maximalen Bildfrequenz von 922Hz.

Ergebnis:

Die durch die PIV-Technik gewonnenen Vektorfelder der Geschwindigkeitsverteilung zeigen, dass im Bereich des Wiederanlegens sehr komplexe Wirbelstrukturen entstehen. Im stromab gelegenen Ende der Ablöseblase bilden sich Wirbel, die sich aus dem Rezirkulationsgebiet herauslösen und stromab wandern.

Die Scanning-PIV-Messungen wurden mit Lichtschnitten senkrecht und parallel zur Profiloberseite durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen konvex gebogene Wirbelstrukturen, die in Strömungsrichtung zwei aufeinander folgende Reihen bilden und in Spannweitenrichtung eine Ausdehnung von 3-7 Grenzschichtdicken aufweisen. Bild 1 zeigt die Ergebnisse eines Scans in Spannweitenrichtung mit Lichtschnitten senkrecht zur Profiloberfläche. Die Scantiefe betrug 10mm, mit der Anströmbedingung $\alpha=4^\circ$ und $u_\infty=0.1\text{m/s}$. Deutlich wird durch die Stromliniendarstellung die gebogene Wirbelstruktur erkennbar. Bild 2 zeigt exemplarisch die Geschwindigkeitsvektorverteilung in einer Ebene des wandparallelen Scans für oben genannte Anströmbedingung. Die Vektoren zeigen den Fußabdruck eines Wirbels. Die stromauf (entgegen der x-Richtung) weisenden dunklen Vektoren verdeutlichen die konvexe Wirbelstruktur. Zusätzlich entsteht eine starke Fluidbewegung in Strömungsrichtung auf der Rückseite des Wirbels (helle Vektoren). Hier wird aufgrund der Rotation des Wirbels Fluid der Außenströmung zur Wand hin gezogen (vgl. helle Stromlinien in Bild 1). Diese Ergebnisse der Scanning-PIV ermöglichen es durch den räumlichen Versatz der Messebenen und die hohen Aufnahmefrequenzen, zu einer grundlegenden Vorstellung über das räumliche und zeitliche Verhalten der sich aus der Ablöseblase herauslösenden Wirbelstrukturen zu gelangen.

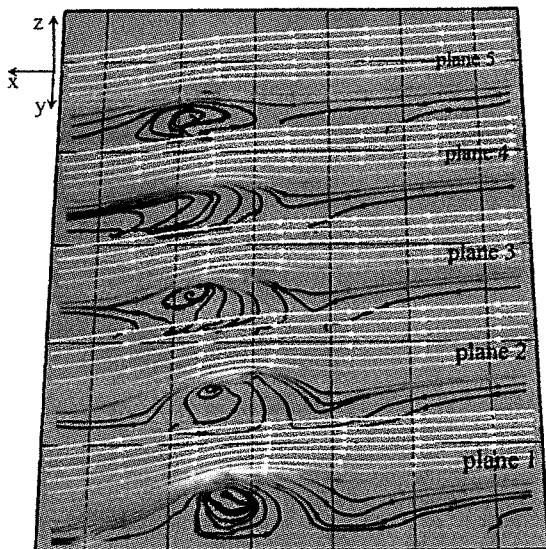


Bild 1: Momentanaufnahme eines Wirbels; Scan in Spannweitenrichtung, Stromlinien zeigen gebogene Wirbelstruktur

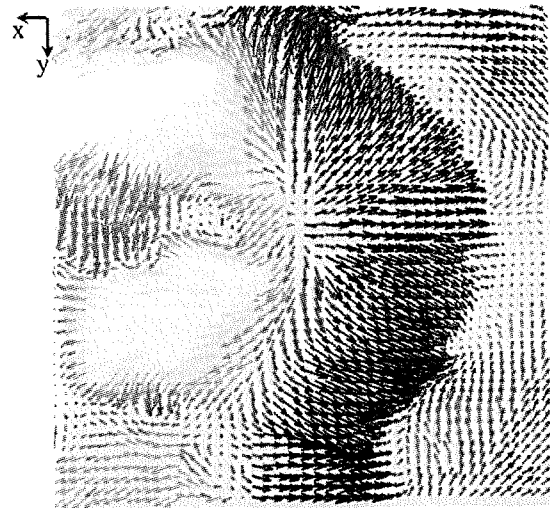


Bild 2: Momentanaufnahme eines wandparallelen Schnitts, dunkle Vektoren zeigen Fußabdruck der Wirbelstrukturen,

Literatur:

- [1] O'Meara MM; Mueller TJ: Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers, AIAA Journal, Vol.25 (8), pp. 1033-1041, 1987
- [2] Watmuff JH: Evolution of a wave packet into vortex loops in a laminar separation bubble, J. Fluid Mech., 397, pp. 119-170, 1999

weiteres Vorgehen:

Die aus den Ergebnissen abgeleitete Wirbelstrukturform und -verteilung soll mit Hilfe eines Stereo-Scanning-PIV-Aufbaus verifiziert werden. Durch den Stereo-Aufbau kann die dritte Geschwindigkeitskomponente in der Ebene detektiert werden. Die Verbindung der Scanning-Technik mit dem Stereo-Prinzip ermöglicht es, die gesamte Geschwindigkeitsverteilung in einem Messvolumen zu erfassen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

St. Hein

Institution

DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse

Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2687
Telefax 0551 / 709-2404
e-mail Stefan.Hein@dlr.de

weitere Partner**Thema**

High-resolution nonlinear nonlocal instability analysis of crossflow-dominated transition scenarios.

Ausgangssituation

It is well known that the process of crossflow-dominated laminar-turbulent transition in three-dimensional boundary-layer flows is intimately connected with the development of saturated crossflow vortices and the subsequent appearance of high-frequency secondary instabilities. Using nonlinear nonlocal instability theory (PSE) it was possible so far only to model the saturation in amplitude of these crossflow vortices. All attempts to also cover the development of high-frequency secondary instabilities with this type of approach failed, however. Therefore, these simulations so far also failed to provide any indication of the location of laminar-turbulent breakdown in crossflow-dominated cases. The application of nonlocal theory is limited to convectively unstable flows. However, recent spatial DNS by Wassermann & Kloker [1] clearly demonstrated the convective nature of this type of flow and thus confirmed corresponding numerical results by Koch [2] and experimental observations by White [3].

Ziel

Modelling the linear and nonlinear development of high-frequency secondary instabilities in crossflow-dominated transition scenarios by nonlinear nonlocal theory.

Lösungsweg

The virtually incompressible DLR swept-flat plate experiment is considered with basicflow parameters identical to those used by Koch *et al.* [4]. The nonlinear nonlocal transition analyses are performed with the compressible DLR/FOI code NOLOT/PSE using sufficiently high resolution in modal space in order to cover both the low-frequency travelling crossflow disturbances and the high-frequency secondary instabilities, the latter being also very localised in space. Nevertheless, these computations are still feasible on a state-of-the-art PC.

Ergebnis

A stationary crossflow vortex and a travelling crossflow mode were initialised close to branch I. The initial amplitudes were chosen such that the stationary crossflow vortex starts to saturate at about 60% chord and remains dominant in amplitude at all chord positions. Both initialised modes initially grow in amplitude and thus nonlinearly generate more and more higher harmonics. These higher harmonics constitute the (high-frequency) secondary instabilities [5]. Their typical spatial structure (see e.g. [3],[4]) is shown in fig.1a. Having reached amplitudes of about one percent, these secondary instabilities start to disintegrate (fig.1b), which is accompanied by a degradation of the stationary crossflow vortices and the appearance of small-scale vortical structures in the flow field (fig.2). The travelling disturbances generate vortical structures

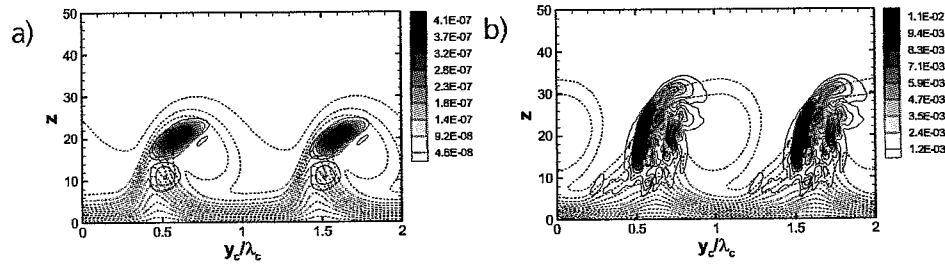


Figure 1: RMS-isocontours of the u_v -velocity component in a wall-normal plane at $x_c/c = 0.70$ (a) and $x_c/c = 0.90$ (b) plotted on top of the isolines (dashed) of the time-averaged velocity component in x_v -direction for a frequency of 2700 Hz ($m=20$). The x_v -coordinate is locally aligned with the direction of the primary stationary crossflow vortex axis.

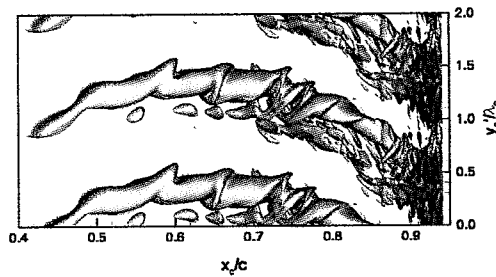


Figure 2: Top view on the vortical structures in the instantaneous flow field at an arbitrary time t visualised by λ_2 -isosurfaces with $\lambda_2 = -10^{-5}$ between 40% and 94% chord and two fundamental wavelengths in spanwise direction.

which are winding around the primary stationary vortices, similar to the observations made by Kohama & Egami [6]. Packets of finger vortices spanning between two neighbouring stationary crossflow vortices, as described recently by Wassermann & Kloker [1], are not observed, probably because of differences in the basic flow characteristics and the downstream position where the travelling disturbances were introduced in their spatial DNS.

Similar results are available for cases where the stationary crossflow vortices are no longer dominant in terms of amplitude. Such a transition scenario where a clear distinction between primary and secondary disturbances is no longer possible can be observed e.g. in windtunnel experiments for moderate freestream turbulence levels.

Literatur

- [1] Wassermann, P.; Kloker M.: Mechanisms and passive control of crossflow-vortex-induced transition in a three-dimensional boundary layer. J. Fluid Mech., vol. 456, pp. 49–84, 2002.
- [2] Koch, W.: On the spatio-temporal stability of primary and secondary crossflow vortices in a three-dimensional boundary layer. J. Fluid Mech., vol. 456, pp. 85–111, 2002.
- [3] White, E.B.: Breakdown of crossflow vortices. PhD thesis Arizona State University, 2000.
- [4] Koch, W.; Bertolotti, F.P.; Stolte, A.; Hein, S.: Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. J. Fluid Mech., vol. 406, pp. 131–174, 2000.
- [5] Hein, S.: Nonlinear nonlocal transition analysis. Dissertation Universität Stuttgart, 2005. DLR-FB 2005-10.
- [6] Kohama, T.; Egami, Y.: Active control of instabilities in a laminar boundary layer. AIAA-Paper 99-0921.

Weiteres Vorgehen

Application to the ATTAS and Fokker 100 flight experiments.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

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: —

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 bestimmen und den auftretenden laminar-turbulenten Strömungsumschlag stromab zu verschieben 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 dem die globale Stabilität der Vorderkantenströmung eines schiebenden Tragflügels untersucht werden kann.

Lösungsweg: Dazu wird das Lösungsverfahren zunächst anhand eines einfachen Testproblems entwickelt und getestet. Als Testproblem wird eine zweidimensionale freie Scherschicht mit dem Geschwindigkeitsprofil $u_0(y) = \tanh(y)$ (siehe Abbildung 1) betrachtet. Das Problem sei weiter homogen in x -Richtung und die Validierung des Lösungsverfahrens erfolgt unter Verwendung 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 des Stabilitätsproblems eingesetzt werden können. Eines dieser Verfahren ist die Arnoldi Methode, womit sich sowohl einige Eigenwerte 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 ($\phi' = (p', u', v', s')^T$). Von Interesse sind dabei Eigenwerte deren Imaginärteil ω_i größer als 0 ist und somit in der rechten komplexen Halbebene liegen (siehe eingekreister Eigenwert in Abbildung 2), da diese gemäß der linearen Theorie zeitlich exponentiell anwachsen.

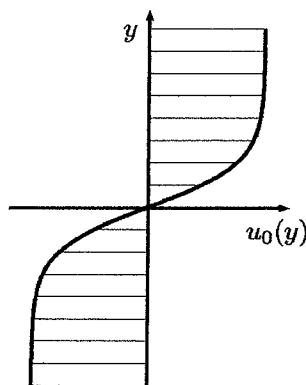


Abbildung 1: Geschwindigkeitsprofil $u_0(y)$

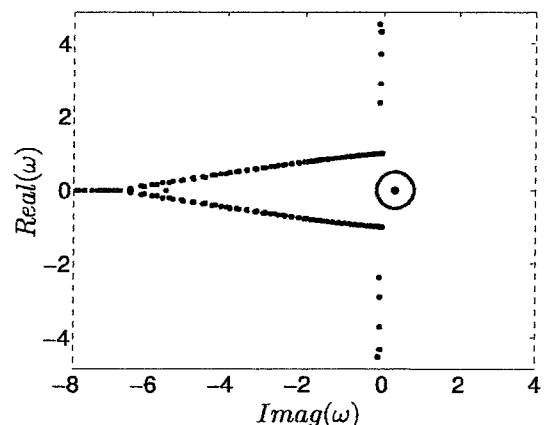


Abbildung 2: Physikalisches Eigenwertspektrum

Ergebnis: Mit Hilfe der Arnoldi Methode wurden die instabilsten Eigenwerte ω und die entsprechenden globalen Eigenvektoren $\tilde{\phi}(x, y)$ der zweidimensionalen Scherschicht (siehe Abbildung 1) bestimmt. Dabei betrug die Auflösung des Problems 30×80 Punkte für jede Größe. Abbildung 3 zeigt den zum instabilsten Eigenwert gehörigen globalen Eigenvektor $\tilde{v}(x, y)$ mit verschiedenen Höhenlinien. Die Parameter der Rechnung waren: Wellenzahl der Störwelle in x -Richtung $\beta = 0.445$, $Re = 100000$ und $Ma = 0.1$.

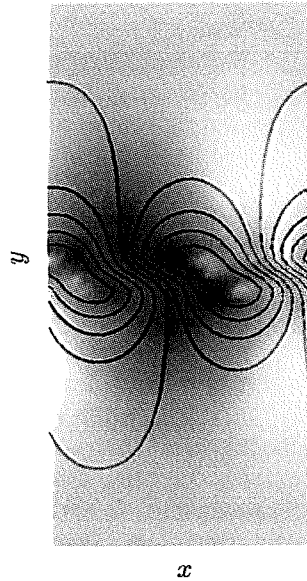


Abbildung 3: Globaler Eigenvektor $\tilde{v}(x, y)$

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).

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

Datum: 5.10.2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerodynamik

Ansprechpartner: Dr. Geza Schrauf

Institution: Airbus Deutschland GmbH

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

**Telefon: 0421/538-3232
Telefax: 0421/538-4718
e-mail :geza.schrauf@airbus.com**

weitere Partner: Franziska Zimmer (BTU Cottbus)

Thema: Zum Einfluß von 2D und 3D-Störungen auf den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag bei den Flugversuchen mit dem A320 HLFC Seitenleitwerk

Ausgangssituation:

Bei einigen Testflügen mit dem A320 HLFC Seitenleitwerk, die im Herbst des Jahres 1998 im Rahmen der Programme 3E/LaTeC und HYLDA durchgeführt wurden, wurden zwei- und dreidimensionale Störungen auf die Oberfläche des Seitenleitwerkes aufgebracht.

Ziel:

Der Einfluß dieser Störungen auf den laminar-turbulenten Strömungsumschlag in der Grenzschicht wird untersucht und mit Literaturangaben verglichen. Ziel der Arbeit ist, die Kriterien aus der Literatur, die beim Design des HLFC Seitenleitwerkes angewandt wurden, a-posteriori zu überprüfen und ggf. anzupassen.

Lösungsweg:

Dazu werden Flugmessungen betrachtet, bei denen dieselbe Störung je nach Fluzustand, d.h. in Abhängigkeit von Schiebewinkel und Machzahl, die Transitionslage in unterschiedlicher Weise beeinflusst, so dass der Einfluss auf die Transitionslage in eindeutiger Weise auf die Störung zurückzuführen ist.

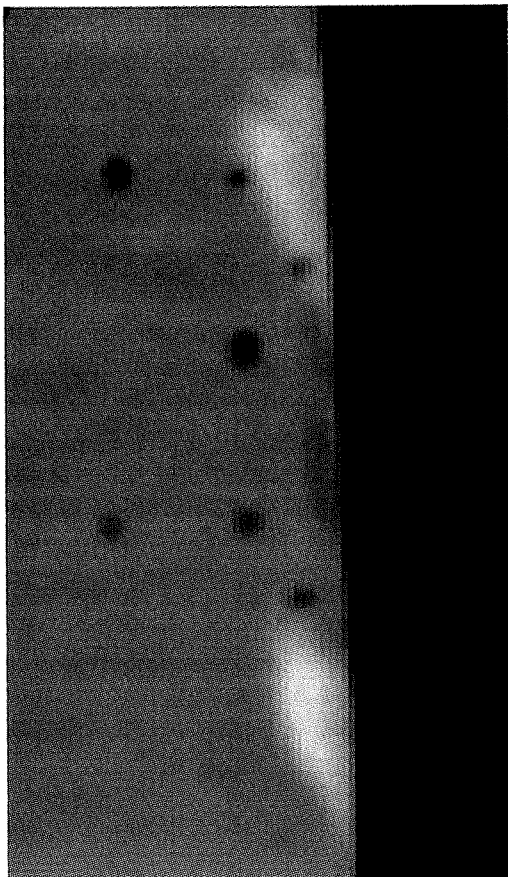
Die Transitionslagen werden im ersten Schritt an Hand von Infrarotaufnahmen bestimmt. Anschließend werden die Druckmessungen herangezogen, um Grenzschichtrechnungen durchzuführen und um die in der Literatur gängigen Rauigkeits-Reynoldszahlen zu bestimmen. Im abschließenden, dritten Schritt werden Stabilitätsrechnungen durchgeführt, um die Transition in die Kategorien

- Tollmien-Schlichting induziert,
- Querströmungsinduziert, oder
- gemischte Transition

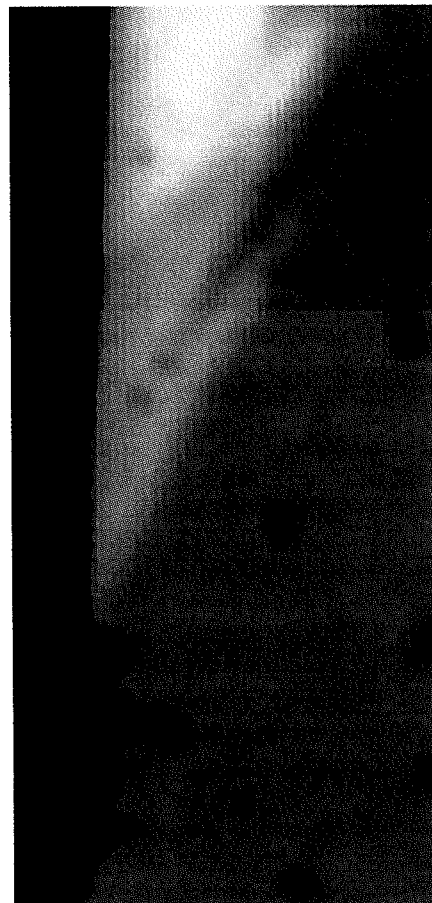
einzuteilen. Nur die Fälle, bei denen sich ein konsistentes Bild ergibt werden für die Auswertung herangezogen.



A320 HLFC Seitenleitwerk im Flug



2D Störung hinter dem Absaugepanel.
Oberhalb und unterhalb der Störung ist
die Strömung laminar (helle Bereiche).
Strömung von rechts.



3D Störung, die einen Turbulenzkeil
verursacht. Strömung von links.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Ante Soda

Institution: DLR Institute of Aeroelasticity

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2356

e-mail: ante.soda@dlr.de

Thema: DES Study of Unsteady Shock/Boundary-Layer Interaction

Ausgangssituation: Boundary layer separation occurring in the transonic flow regime requires special attention and careful analysis because it can provoke the self-sustained oscillation of a shock wave (shock-buffet), even if a structure (aircraft wing) remains stationary. In general, shock-buffet is a large-scale flow-induced shock motion that involves alternating separation and reattachment of the boundary layer. This mechanism can play an important role in the aerodynamic and aeroelastic behaviour of modern large-span aircrafts.

Ziel: This presentation shows a summary of the computational investigation dealing with shock-buffet phenomena occurring on a NLR 7301 supercritical aerofoil. The objectives are (a) to analyse the capability of DES approach to resolve the shock-buffet phenomena, (b) to validate the URANS shock-buffet results, and (c) to investigate the unsteady flow features leading to the onset of shock-buffet and gain better understanding of the physics.

Lösungsweg: In the investigation the DLR-Tau solver is used. Presented is the analysis of the results obtained with 2-D URANS simulations [3] and 3-D Spalart-Allmaras-based Detached-Eddy Simulation (SA-DES). For those shock-buffet cases where strong boundary layer separation and detachment of eddies are present, the RANS approach shows its limitations which are well described in literature [1,4]. The DES method [4], which works as a RANS model in the attached flow region and as a Sub-Grid-Scale model in separated regions (LES simulation), can bring a significant improvement for the simulation of such flows [1].

Ergebnis: Comparison of lift envelopes for different buffet calculations employing URANS and DES approaches (Figure 1) shows that lift amplitudes calculated with the 3-D DES simulations are smaller than those from the 2-D URANS simulations. With respect to the calculated buffet frequencies, it can be seen that SA-DES method predicted substantially higher-frequency shock oscillations than the URANS calculation with the 1-eq. Spalart-Allmaras model. The frequency predicted by the 2-eq. LEA model, on the other hand, is much closer to the DES results, in that way confirming the superior capabilities of the LEA model, over the SA model, to capture the unsteady flow physics.

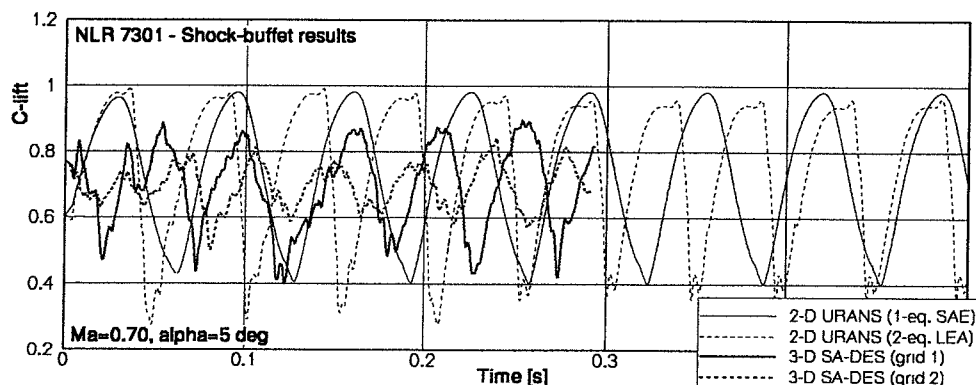


Figure 1

Figure 2 shows iso-surfaces of the critical pressure (static pressure value at which flow locally becomes supersonic) for four characteristic time-steps during one buffet cycle. At the moment shock wave is in the maximum downstream position (Figure 2a) the shock-induced separation changes the effective camber of the profile and pushes the shock upstream. During the upstream travelling of the shock, shock/boundary-layer interaction excites large-scale 2-D waves and small-scale 3-D pressure instabilities which travel downstream along the upper surface of the aerofoil (Figure 2b). Upon impinging on the trailing edge, large-scale structures start to roll up, forming the vortices (Figure 2c). At the same time the shock reaches the leading edge of the aerofoil and temporarily disappears. This corresponds to the detachment of large eddies from the trailing edge (Figure 2d), which in turn remove the recirculating flow from the aerofoil surface, increase the effective camber and enable the formation of the new shock at L.E. Shock starts to move downstream in that way giving rise to a new buffet cycle.

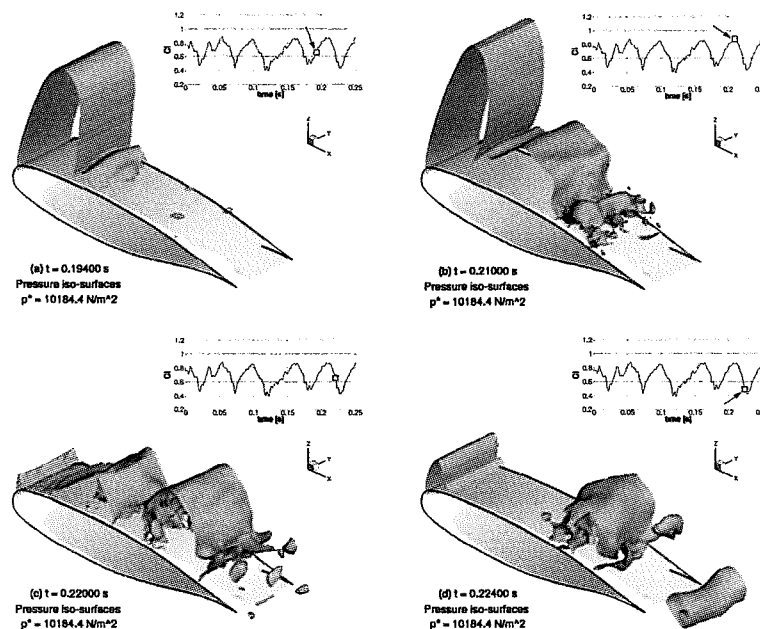


Figure 2

A simple model based on propagation velocities of pressure perturbations (acoustic waves) has been proposed from the experimental investigations of Lee [2]. In such a mechanism the crucial role is played by pressure waves propagating through the flow field and spreading the disturbances in both upstream and downstream directions. This model is confirmed in Figure 3 which shows the instantaneous values of the density gradient with clearly seen upstream propagating waves on both sides of the aerofoil.

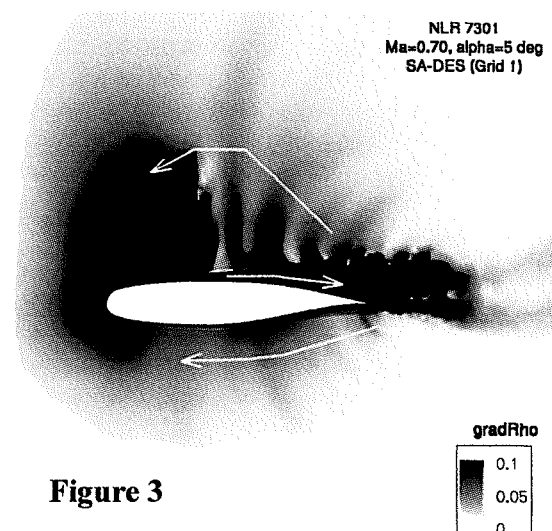


Figure 3

Literatur:

- [1] Deck, S., 'Numerical Simulation of Transonic Buffet over a Supercritical Airfoil', AIAA Journal, Vol. 43, No. 7, July 2005
- [2] Lee, B. H. K., 'Oscillatory Shock Motion Caused by Transonic Shock Boundary-Layer Interaction', AIAA Journal, Vol. 28, No. 5, May 1990, pages 942-944
- [3] Soda, A., 'Numerical Investigation of Shock-Buffet Phenomena', DLR IB 232-2005 J 01, 2005
- [4] Squires, K. D., 'Detached-Eddy Simulation: Current Status and Perspectives', Proc. of the ERCOFTAC workshop Direct and Large-Eddy Simulation-5, Muenchen, Germany, 2003

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: W. Würz¹, D. Sartorius¹, M. Kloker¹, T. Ries¹, S. Wagner¹,
B. Smorodsky², V.I. Borodulin², Y.S. Kachanov²

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

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685 3470

Telefax: (0711) 685 3470

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

Thema: **Experimental, numerical and theoretical investigation of weakly nonlinear stages of transition in a non self-similar boundary layer**

Introduction

For the design of subsonic, natural laminar flow (NLF) airfoils usually half-empirical transition prediction codes based on linear stability theory (LST) are applied. This approach gives reliable results as long as the streamwise extent of the nonlinear disturbance growth is short in comparison to the linear part. Detailed optimizations of boundary layer parameters with respect to a long laminar run now take advantage of the successive (linear) amplification and damping of Tollmien-Schlichting (TS) waves in a way that the resulting amplitudes just remain below a certain critical threshold. In this case the onset of nonlinear interactions is of significant importance for the extent of the laminar run.

Weakly non-linear interactions can still be described as different modes of the frequency-wavenumber spectrum and are dominated by so called resonant interactions. The classical resonance is the Craik Triad [1], consisting of a 2D fundamental wave with a pair of 3D subharmonic waves with half of the fundamental wave frequency. Subsequent theoretical and experimental studies have shown that this resonance is not only possible for the classical tuned case, where frequency, streamwise and spanwise wavenumber and phase fit. In experiments on a self-similar adverse pressure gradient (APG) flow Borodulin et.al. [2] observed the highest amplification rates for detuned (mainly with respect to frequency) modes. The double-exponential growth of these modes leads very fast to flow randomization and transition. Those systematic studies are now extended to the practical case of a non self-similar boundary layer on an airfoil, which exhibits a rather strong change of the resonance conditions in streamwise direction in comparison to the self-similar one. Results of a combined experimental, numerical (DNS) and theoretical (weakly non-linear theory, WNT) approach are presented.

Experimental Investigation

The experiments were conducted in the Laminar Wind Tunnel ($Tu \leq 0.02\%$, 20-5000 Hz) of the IAG. The lower surface of the WW03BL106 airfoil section was specially designed to give a constant threshold of a n -factor of $n = \ln(A(f)/A_0(f)) = 6$ (downstream of $s/s_{\max} = 0.3$, $s_{\max} = 604$ mm, arclength measured from the leading edge) at an angle of attack of 2 degree and a Reynolds number of $0.7 \cdot 10^6$. The experiments were carried out at controlled disturbance conditions (Fig. 1). The TS-waves were excited by a slit source which was mounted flush to the surface at $s/s_{\max} = 0.13$. The slit is 0.2 mm wide and extends 290 mm in spanwise direction. Below the slit, 116 equally spaced pneumatic tubes are connected to 32 micro loudspeakers (Bürklin-LSF28) which are driven by power amplifiers and a 16 channel signal generator. Independent memory of 4096 points (12 bit resolution) for each channel and external triggering by a quartz based clock enables the generation of disturbances with different frequencies and spanwise wavenumbers.

Hot-wire measurements were performed downstream of the slit with a phase locked (with respect to the disturbance generator) data acquisition. The AC-signal of the Dantec 55M10 bridge was band pass filtered and optimal adjusted to the input range of the 12 bit AD-converter by a programmable amplifier. A total of 2^{15} points were sampled at approximately 10 kHz at every measurement station. Spanwise scans and sets of wall normal profiles were performed at several downstream positions. All necessary base flow parameters were obtained, including stability characteristics for 2D and 3D TS-waves in a range of frequencies from 200 to 600 Hz.

To get a first insight into the weakly nonlinear interactions for this non self-similar boundary layer resonant triplets were excited consisting of a 2D fundamental wave with an amplitude of approximately $0.06\% u_e$ at 20 mm

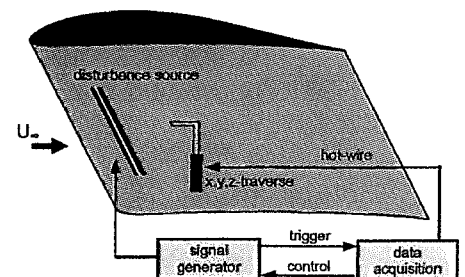


Fig. 1: Sketch of the experimental set up

downstream of the disturbance source and a pair of 3D subharmonic waves with an amplitude of about one order below the fundamental one.

The influence of frequency detunings Δf_s of the subharmonic wave frequency f_s was examined in a range of detuning parameter $\Delta f_s/f_s$ from -80 to +80%, when the 3D quasi-subharmonic wave pairs were excited at spanwise wavenumbers, which corresponded to the resonance condition at the position of the disturbance source. Measurements were mainly performed at two streamwise positions: (i) in the beginning of the interaction and (ii) in the end of its parametric stage, which enables the calculation of amplification factors (Fig. 2).

The influence of spanwise wavenumber detunings was investigated for two fundamental frequencies. The case of the strongest resonant interaction (found for the highest, of studied, fundamental frequency) was measured in detail in a range of spanwise wavenumber detunings $\Delta\beta_r/\beta_r$ from -100 to +100% (where β_r is the resonant spanwise wavenumber at the disturbance source location).

A case of a joint interaction of a quasi-subharmonic 3D wave pair with two 2D fundamental waves was studied for fundamental-wave frequencies $f_{f1} = 610$ Hz and $f_{f2} = 510$ Hz, while the quasi-subharmonic modes had a frequency of $f_s = 311$ Hz. This case is regarded as an important step for investigation of resonant interactions of continuous-spectrum disturbances, which would simulate the conditions of a 'natural' boundary-layer transition.

The experimental results were compared to DNS performed in Stuttgart and to results of weakly non-linear theory obtained in Novosibirsk. In general a very good agreement is found for all investigated cases. The different approaches led to a unique insight into the flow physics.

Conclusions

It is found that the TS-wave interaction occurring in a boundary layer on an airfoil can lead to a very rapid (double-exponential) resonant growth of 3D subharmonic waves. In contrast to self-similar flows [2, 3], the resonant amplification is the strongest at high fundamental wave frequencies (most unstable at initial section of the airfoil) and subsides very quickly with the frequency decreasing. This phenomenon seems to be explained by the frequency variation of dispersion characteristics of the base flow due to its essential non self-similarity and to lead to a weakening of the role of the resonance.

The frequency detuned resonances dominate over the tuned resonances. At high frequencies the strongest amplification is observed at small positive frequency detunings, while at low frequencies at very large detunings (about 80% of the subharmonic frequency). The subharmonic spanwise wavenumber detuning is shown to influence significantly the resonant amplification of subharmonics. The character of this influence correlates with the streamwise variation of the base flow properties.

A 'cumulative effect' is found in the case of a joint resonant interaction of a quasi-subharmonic wave pair with two fundamental waves. A superposition principle is satisfied approximately for efforts of these two resonances and the cumulative effect leads to a very rapid growth of quasi-subharmonic waves with increments, which are as large as (or even somewhat greater than) those observed in the same two resonances when they occur separately. Detailed comparison to accompanying DNS and WNT led to a well validated set of results [4].

Outlook

The investigations will be extended in several steps to the complicated problem of resonant interactions in a 'natural' continuous spectrum case with random disturbances in frequency and wavenumber domain.

References:

- [1] Craik A.D.D.: *Nonlinear resonant instability in boundary layers*. J. Fluid Mech. 50, pp. 393-413, 1971
- [2] Borodulin V.I., Kachanov Y.S., Koptsev D.B., Roschekhtayev A.P.: *Experimental study of resonant interactions of instability waves in self-similar boundary layer with an adverse pressure gradient: II. Detuned resonances*. J. Turbulence 3, 063, 2002
- [3] Borodulin V.I., Kachanov Y.S., Koptsev D.B.: *Experimental study of resonant interactions of instability waves in self-similar boundary layer with an adverse pressure gradient: I. Tuned resonances*. J. Turbulence 3, 062, 2002
- [4] Sartorius D., Würz W., Ries T., Kloker M., Wagner S., Borodulin V.I., Kachanov Y.S.: *Experimental Study of Resonant Interactions of Instability Waves in an Airfoil Boundary Layer*, IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, 13.-17. December 2004, Bangalore, India

This work is supported by DFG (Wu 265/1-1, 436 RUS 113/749/0-1), RFBR (03-01-04003) and A. Humboldt Foundation.

Datum: 28.9.2005

STAB

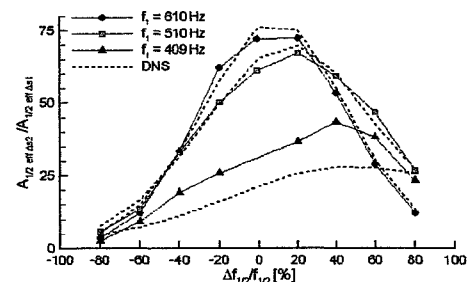


Fig. 2: Effective mode amplification factors versus quasi-subharmonic frequency of excitation f_{exc} for different fundamental frequencies f_1 .

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: STAB - Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Ognjan Božić
Dr.-Ing. José M. A. 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: Dipl.-Ing. Jörg Behrens, EADS – Space Transportation, Bremen

Thema: **Real-Time Unsteady-Loads Computation of Railgun Suborbital Projectile during Start**

Ausgangssituation: In the frame of a development project under ESA contract, EADS SPACE Transportation, Bremen (D) in co-operation with the DLR - Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Braunschweig (D) and the German-French Research Institute of Saint Louis (F) are preparing a new concept for a railgun assisted launch of projectiles with Sub- and Low - Earth -Orbit - payloads. The first major project milestone foresees a 32 MJ railgun system which will be in the position to launch a non-propelled projectile with experiments for high-atmospheric research with a starting velocity of 2122 m/sec ($M_a=6.22$) to an altitude of 115 km (s. Fig. 1). During the flight in the dense atmosphere in the very short time (29 sec up to 42 km) it is important to quantify the impact that such accelerated motion may have on the projectile load, in particular the thermal ones.

Ziel: Computation of the real time unsteady loads on the suborbital non propelled projectile during start phase from railgun.

Lösungsweg: Real-time unsteady solutions have been obtained by coupling the DLR Navier-Stokes solver TAU with the 3DOF trajectory program (s. Fig. 2). To keep low the computational effort only the first 3 seconds of flight, which are the most critical one, are here considered. This time frame has been subdivided in 200 intervals for each of one a N-S solution has been obtained. The numerical solutions has been assessed by comparing results obtained: (1) in grid of different densities (2) applying different wall boundary conditions (3) using different time step for the time marching process. The transport of heating inside the projectile structure has been neglected.

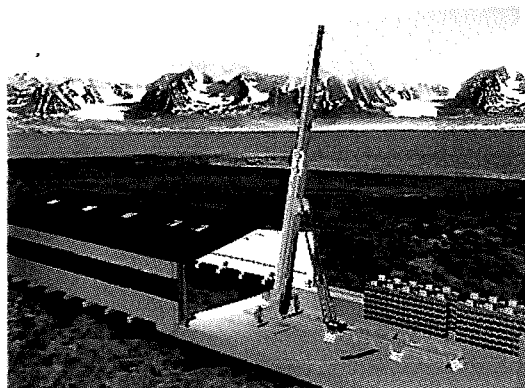


Fig. 1. Artist impression of railgun 32 MJ launch facility (courtesy EADS-ST)

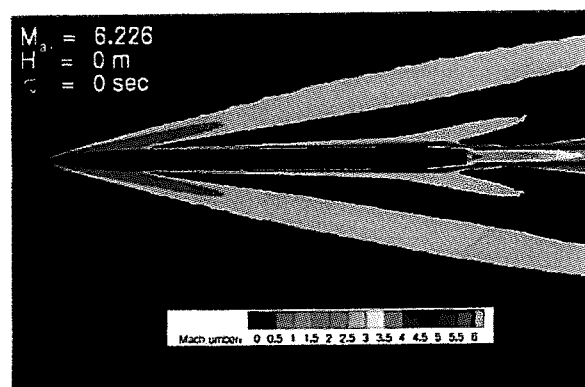


Fig. 2. Flow field Mach number distribution. TAU code computation.

Ergebnis:

- After 3 seconds flight the time dependent solutions agree everywhere rather good with those obtained for steady state except at the stagnation point where the time dependent solutions exhibit a lower heating (s. Fig. 5). That can be explained with bow shock motion continuously in upstream direction due a strong decelerations phase in first few second of flight.
- The CFD results show that the projectile achieves almost after the first 25 milliseconds a steady state (Fig. 4), being the level exhibit for the heat fluxes and surface temperature similar to those predicted in previous studies by means of semi-empirical methods (Fig. 6).
- It turns out the thermal environment of the railgun-suborbital projectile lies well within the boundary of today classical aerospace materials.

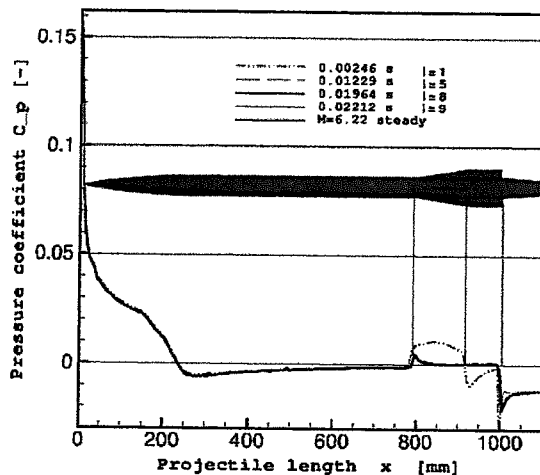


Fig. 3. Transient C_p distribution along the x-axis of projectile for time int. 0-22msec

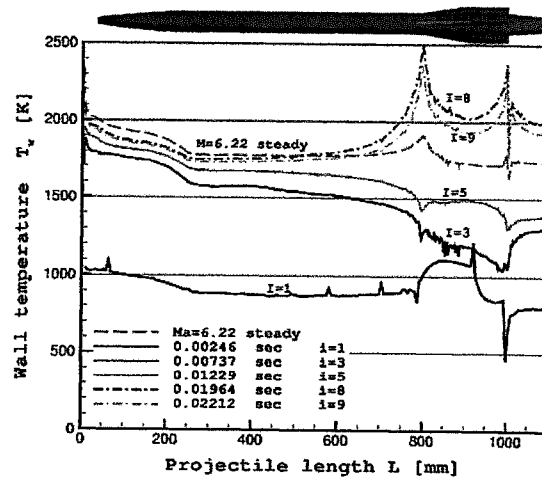


Fig. 4. Transient temperature distribution along the x-axis of projectile for time interval 0 - 22msec

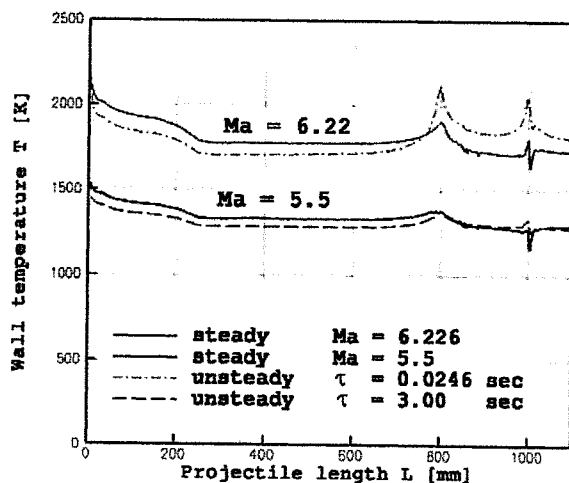


Fig. 5. Wall temperature distribution along the longitudinal x-axis for steady and transient conditions

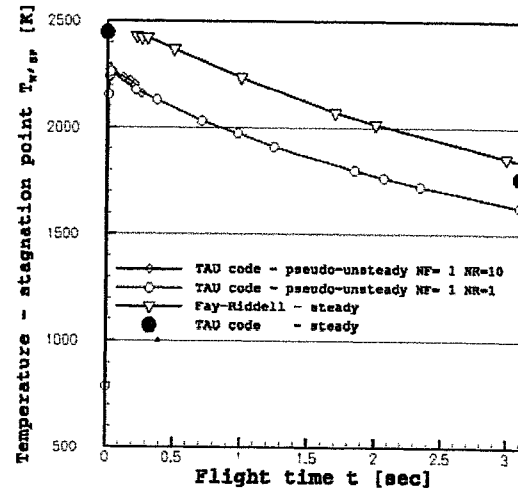


Fig. 6. Transient temperature at the stagnation point after 3 sec of flight

Literatur:

- [1] Longo, J.M.A.; Božić, O.; Behrens, J.; Lehmann, P. (2005): Future Prospects for Hypersonic Flight Test For University Students. In: RTO AVT VKI Lecture Series, Lecture Series "Flight Experiments for Hypersonic Vehicle Development", Brüssel, Belgien, 2005-24-10

Datum: 30.01.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: STAB - Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: 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

Thema: 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, fully turbulent and the capsule surface as radiation-adiabatic ($\epsilon=0.85$) with fully catalytic behaviour.

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.

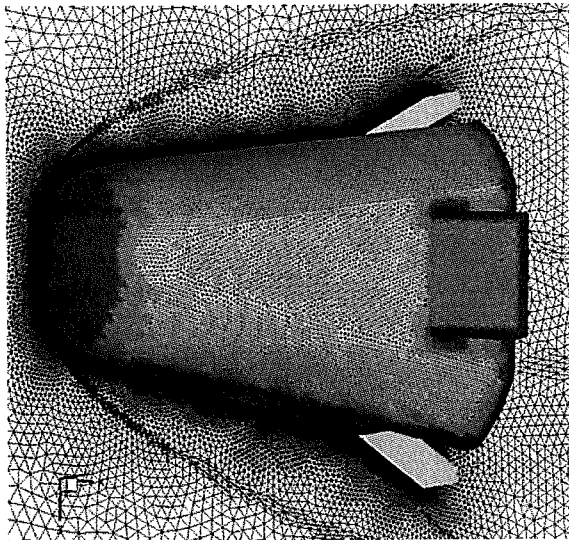


Fig. 1: Hybrid unstructured grid with 25.6 mill. prismatic/tetrahedral elements

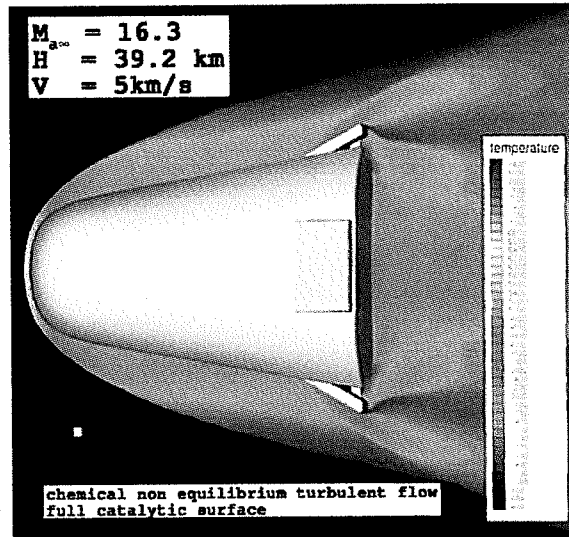


Fig. 2: Flow field temperature distribution around EXPERT capsule (symmetry plane)

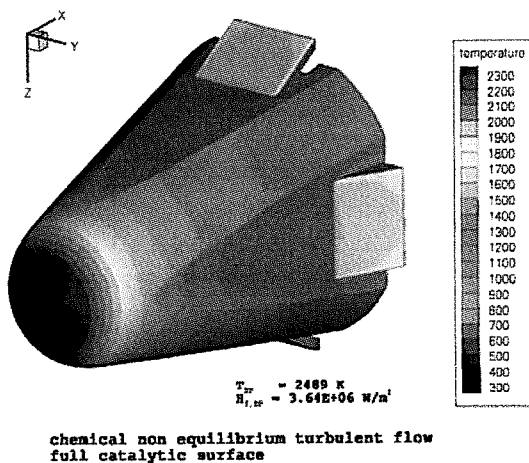


Fig. 3: Surface temperature distribution of EXPERT capsule

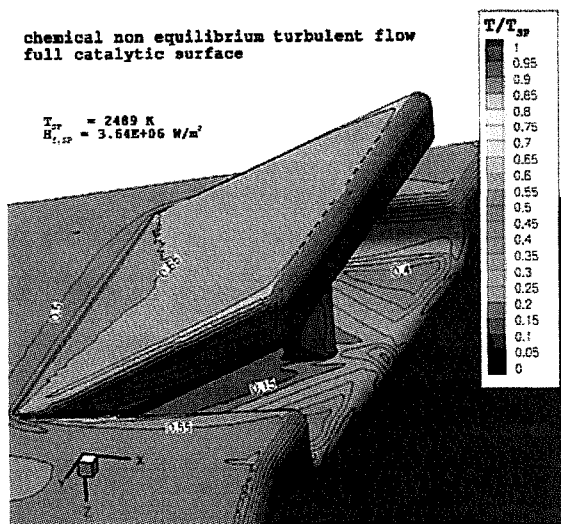


Fig. 4: Computed surface temperature distribution T/T_{sp} on the flap (related to temperature in stagnation point)

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

Datum: 15.01.2006

STAB

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:

Thema:

DLR Contributions to the Aerodynamic/Aerothermodynamic Database for the HSTS and AREV Studies

Ausgangssituation:

The purpose of the Human Space Transportation Systems study (HSTS) and the Atmospheric Re-entry Vehicle study (AREV) was to identify the options to provide human rescue and transportation capability to the ISS within the lifetime and to potentially expand the flight envelop beyond Low Earth Orbit. It also was assessed, to what extent the Crew Transportation Vehicle (CTV) can accommodate some cargo transportation capabilities.

Ziel:

The purpose of the DLR contribution was the definition of aerodynamic datasets for a preliminary selection performed during the HSTS and AREV studies.

Lösungsweg:

Based on calculations with the DLR surface inclination method HOTSORE and selected Euler calculations with the DLR TAU code aerodynamic datasets which cover the Mach number range $1.5 < M < 25$ are defined. The surface inclination method is applied for the range $3 < M < 25$. A careful calibration for $M=6$ and $M=3$ shows that a mixture of Modified Newtonian Theory and the Shock-Expansion Theory allows to calculate the aerodynamic coefficients with sufficient accuracy. For the supersonic Mach number of 1.5 / 2 / 3 Euler calculations are performed. In case of lifting bodies it turn out that the supersonic results for $M=1.5 / 2 / 3$ may be directly combined with the HOTSORE results for $M > 5$. The results for the lifting bodies allow a detailed analysis of the body flap efficiency. In the case of capsules the HOTSORE results for $M=3$ match relatively good with those from Euler calculation but a discrepancies in the slope of the drag coefficient curve do not allow

a direct matching of the Euler- and the HOTSOSE results. Here, it is proposed to apply aerodynamic datasets which contain exclusively HOTSOSE results with sufficient accuracy as described in a later paragraph. For the first approach the super-/hypersonic datasets only considered the longitudinal motion. Additionally, selected Euler calculations for $M=0.7$ were performed for longitudinal and sideslip flow ($\beta=5^\circ$).

In a second cycle of calculations also the lateral aerodynamic coefficients ($\beta=5^\circ$) for the lifting bodies were assessed based on Euler calculations for $M=1.5$ and $M=15$. They cover angles of attack of $\alpha=0^\circ - 40^\circ$.

Ergebnis:

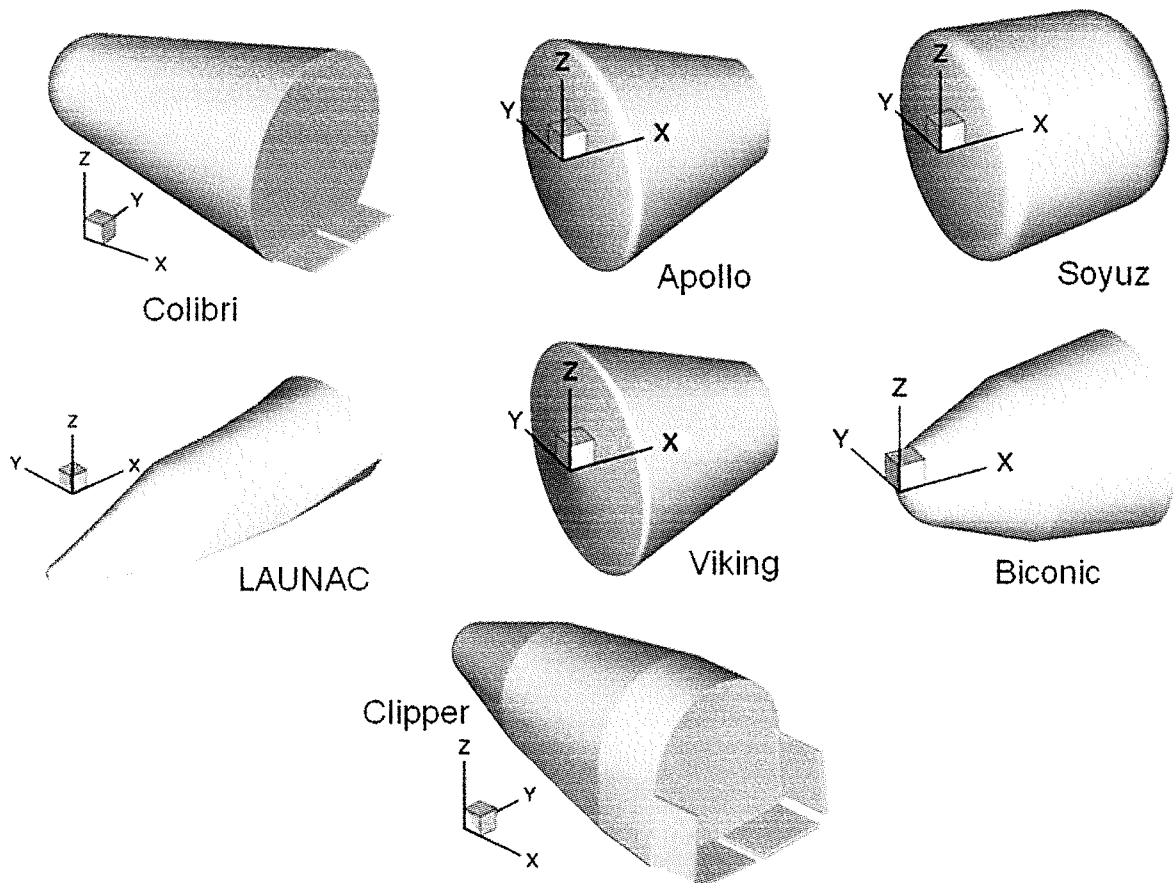


Fig. 1: Assessed Configurations

Weiteres Vorgehen:

Literatur:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: M. Estorf, R. Radespiel

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

Telefon: 0531/391-2975
Telefax: 0531/391-5952
e-mail: m.estorf@tu-bs.de

Thema: Wärmeübergangsanalyse unter Berücksichtigung lateraler Wärmeleitung

Ausgangssituation: Die Ermittlung von Wärmestromdichten aus instationären Oberflächentemperaturmessungen erfolgt häufig unter der Annahme eindimensionaler Wärmeleitung und temperaturunabhängiger Leitfähigkeit. Das weit verbreitete Verfahren von Cook und Felderman [1] liefert für den halbunendlichen Körper mit gleichförmiger Erwärmung an der Oberfläche die folgende Formel für die Wärmestromdichte $\dot{q}_n$ zum Zeitpunkt t_n in Abhängigkeit von den bis dahin zu den diskreten Zeitpunkten t_k gemessenen Oberflächentemperaturwerten T_k

$$\dot{q}_n = \frac{2 \lambda}{\sqrt{\pi a}} \sum_{k=0}^{n-1} \frac{T_{k+1} - T_k}{\sqrt{t_n - t_{k+1}} + \sqrt{t_n - t_k}}.$$

Die Anfangstemperatur T_0 muss dabei zum Messzeitbeginn im gesamten Körper geherrscht haben. λ und a bezeichnen die Wärme- bzw. die Temperaturleitfähigkeit. In Gebieten großer Gradienten der Wärmestromdichte hat die laterale Wärmeleitung einen gegenüber der oberflächennormalen Wärmeleitung nicht zu vernachlässigenden Einfluss auf die Temperaturentwicklung und führt zu Fehlern bei der Wärmestrombestimmung wenn wie mit obiger Formel ein eindimensionaler Wärmetransport angenommen wird. Die gute räumliche und zeitliche Auflösung moderner Infrarotkameras erlaubt eine Berücksichtigung der lateralen Wärmeleitung bei der Wärmestrombestimmung. In hierzu prinzipiell geeigneten Finite-Elemente- oder Finite-Differenzen-Verfahren kann die gemessene Oberflächentemperatur als eine Randbedingung der ersten Art vorgegeben werden, um schließlich aus einer Energiebilanz für Kontrollvolumina an der Oberfläche die lokalen Wärmestromdichten zu bestimmen. Neben dem Aufwand für die geometrische Modellierung und die zeitgenaue Simulation ergibt sich aus diesem Vorgehen ein erheblicher Diskretisierungsfehler [2]. Bei fortschrittlicheren Verfahren zur inversen Wärmeleitungsanalyse, welche das Problem iterativ mit Hilfe von Optimierungsalgorithmen lösen bleibt das Problem des großen numerischen Aufwandes [3].

Ziel: Mit Hilfe einer analytischen Lösung der dreidimensionalen, linearen Wärmeleitungsgleichung wird ein Verfahren zur Bestimmung von Wärmestromdichten bereitgestellt, das die laterale Wärmeleitung berücksichtigt [4]. Der numerische Aufwand des Verfahrens ist vergleichbar mit dem des Cook-Feldermann Algorithmus. Der Nachteil gegenüber numerischen Feldverfahren liegt in der verringerten Flexibilität hinsichtlich der Körpergeometrie und in der Beschränkung auf temperaturunabhängige Stoffwerte.

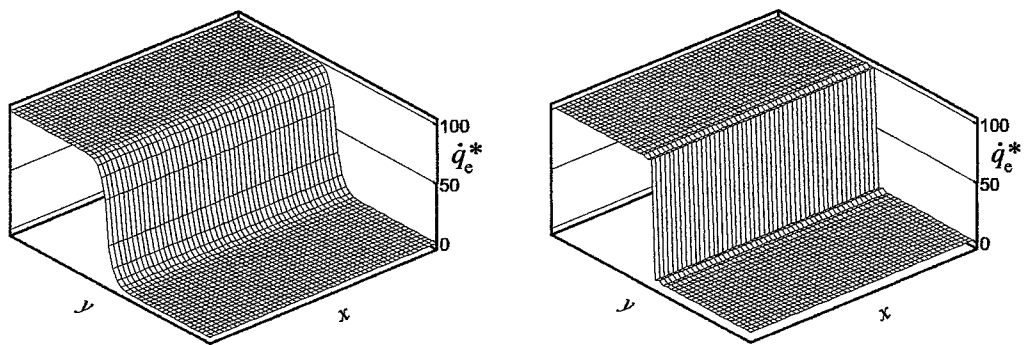
Lösungsweg: Für die ebene Stirnfläche eines halbunendlichen Balkens mit rechtwinkligen, adiabaten Kanten und für den Fall des halbunendlichen Körpers (unendlich dicker Balken) kann eine Lösung der Wärmeleitungsgleichung angegeben werden. In allen durch eine Infrarotkamera in Pixeln abgebildeten Punkten der Stirnfläche sei die Temperatur zu diskreten Zeitpunkten des Versuchszeitraumes bekannt. Diese Temperaturen hängen linear von den zu berechnenden Wärmeströmen in allen diesen Punkten zu vergangenen Zeitpunkten ab. Somit lässt sich der Zusammenhang zwischen Wärmestrom und Temperatur in einem linearen Gleichungssystem mit der Dimension aller Messdaten (in Raum und Zeit) darstellen. Bei der guten Auflösung moderner Infrarotkameras erreicht das Gleichungssystem dabei aber schnell eine Größenordnung, die auch mit modernen Computern eine Lösung in vernünftiger Zeit nicht zulässt. Durch Einführung dem Diffusionsprozess angepasster lokaler Koordinatensysteme lassen sich die räumlichen Abhängigkeiten bei schlechter Wärmeleitfähigkeit oder kurzer Messzeit einschränken. Eine komplette räumliche Entkopplung des Problems gelingt durch eine diskrete 2D-Fouriertransformation der Infrarotbilder, da die Fourier-Glieder Eigenfunktionen der linearen Wärmeleitungsgleichung sind.

Ergebnis: Statt des Wärmestroms $\dot{q}_{xy}$ für die diskreten Pixelpositionen (x, y) muss für die Lösung im Fourierraum die Amplitude $\hat{q}_{uv}$ des mit einer diskreten Frequenz (u, v) im Wärmestrom enthaltenen Anteils bestimmt werden. Diese hängt nur von der zeitlichen Entwicklung der Amplitude $\hat{T}_{uv}$ des Temperaturanteils mit der gleichen Frequenz ab. Für den konstanten Anteil der Fourierreihe ($u = 0, v = 0$)

ergibt sich erwartungsgemäß die obige Formel von Cook und Felderman. Für alle anderen Frequenzen gilt mit $\omega_{uv} = \sqrt{u^2 + v^2}$ und $f_{uv}(\tau) = \omega_{uv} \sqrt{a(t_n - \tau)}$

$$\hat{q}_{uv,n} = \lambda \sum_{k=0}^{n-1} \left\{ \left[\left(\frac{1}{2\omega_{uv} a} + \omega_{uv}(t_n - t_k) \right) \frac{\hat{T}_{uv,k+1} - \hat{T}_{uv,k}}{\Delta t} + \omega_{uv} \hat{T}_{uv,k} \right] (\operatorname{erf}[f(t_k)] - \operatorname{erf}[f(t_{k+1})]) + \frac{\hat{T}_{uv,k+1} - \hat{T}_{uv,k}}{\sqrt{\pi a \Delta t}} \left(\sqrt{t_n - t_k} e^{-a \omega_{uv}^2 (t_n - t_k)} - \sqrt{t_n - t_{k+1}} e^{-a \omega_{uv}^2 (t_n - t_{k+1})} \right) \right\}.$$

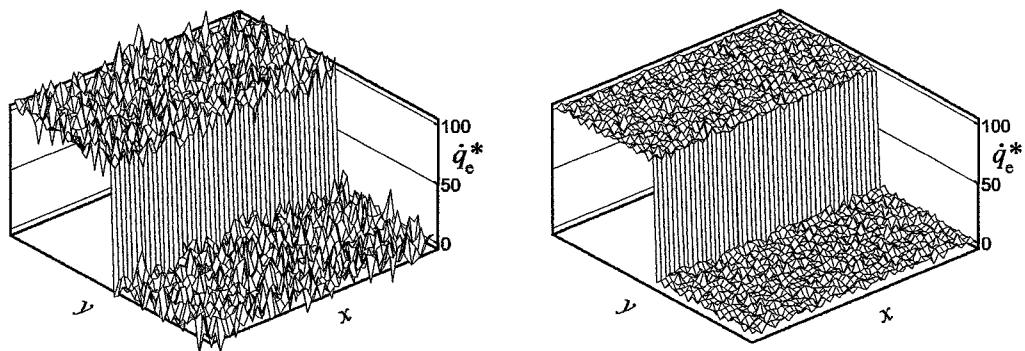
Das Ergebnis der Wärmestromanalyse mit der 1D- und der 3D-Methode ist in Abb. 1 für den analytisch generierten Testfall einer beheizten Halbebene gezeigt. Die 1D-Methode liefert an der Grenze zwischen beheiztem und unbeheiztem Bereich falsche Werte, während die 3D-Methode den Sprung im Wärmestrom so gut abbildet wie es die Darstellung durch eine endliche Fourierreihe erlaubt. Bei der Analyse mit Messfehlern behafteter Temperaturdaten führen die in obigen Gleichungen verwendeten Differenzen von Messdaten zu einer Verstärkung des Fehlers, die mit höherer Abtastrate zunimmt. Um dieses zu vermeiden, kann die Lösung auch iterativ unter Verwendung eines regularisierenden Abbruchkriteriums gefunden werden [4]. Abb. 2. zeigt das Ergebnis von Wärmestromanalysen bei gleichem Messfehler (1% Standardabweichung) mit und ohne Regularisierung.



(a) 1D-Verfahren (Cook & Felderman)

(b) 3D-Verfahren

Abb. 1: Berechneter Wärmestrom am Rand einer beheizten Halbebene



(a) direkte Lösung nach obigen Formeln

(b) Lösung mit iterativer Regularisierung

Abb. 2: Aus verrauschten Temperaturdaten mit dem 3D-Verfahren berechneter Wärmestrom

Literatur:

- [1] W. J. Cook, E. J. Felderman: "Reduction of data from thin-film heat-transfer gages: A concise numerical method", AIAA Journal 4, 561-562, (1966).
- [2] D. G. Walker, E. P. Scott: "Evaluation of estimation methods for high unsteady heatfluxes from surface measurements", Journal of Thermophysics and Heat Transfer 12, 543-551, (1998).
- [3] K. Daryabeigi, S. A. Berry, T. J. Horvarth, R. J. Norwak: "Finite volume numerical methods for aeroheating rate calculations from infrared thermographic data, AIAA Paper 2003-3634 (2003).
- [4] M. Estorf: "Image based heating rate calculation from thermographic data considering lateral heat conduction", zur Publikation eingereicht beim Int. J. of Heat and Mass Transfer.

Datum: 29.09.2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Aeroakustik

Ansprechpartner:

Dr. Konstantin V. Klinkov

PD Dr. Martin Rein

Institution:

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstraße 10

37073 Göttingen

Deutschland

Telefon: +49 551 709 2671

Telefax: +49 551 709 2811

e-mail : klinkov@zarm.uni-bremen.de

martin.rein@dlr.de

Thema:

Spectral analysis of unsteady interactions between a supersonic jet and a plate

Ausgangssituation:

The flow field in the stagnation point region of a supersonic jet that impinges on a plate can be highly unsteady. This can lead to a lift loss in the case of hovering STOVL planes, and to increased noise levels in engineering processes in which supersonic jets are applied as, for example, in hypervelocity oxygen fuel spraying. A parameter governing the unsteady behavior is the distance between the exit of the nozzle from which the jet issues and the plate. At certain nozzle-to-plate distances the bow shock formed ahead of the plate oscillates strongly. The motion of the bow shock has been studied using a multi-exposure visualization technique [1]. Synchronized pressure measurements performed at the stagnation point on the plate have shown that the pressure variations are strongly correlated with the oscillating shock. These features are connected with the formation and destruction of a recirculation bubble in the impingement region of the supersonic jet [2].

Ziel:

We are aiming at a better understanding of mechanisms causing an unsteady behavior of supersonic jet – plate interactions and the generation of impingement tones.

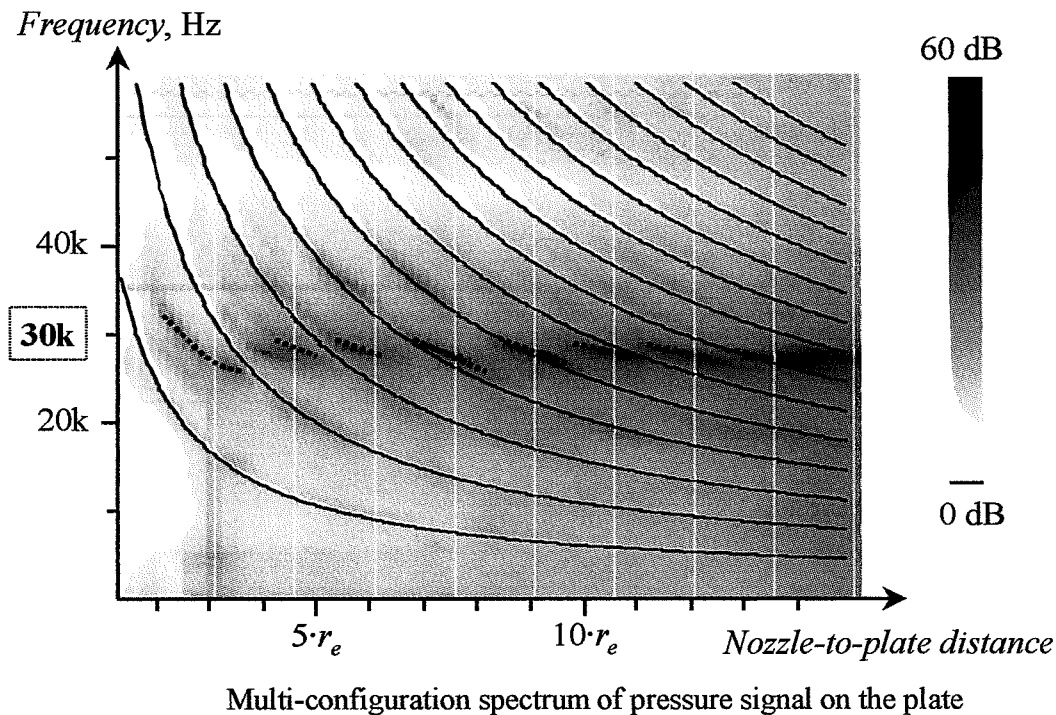
Lösungsweg:

Main frequencies of the unsteady flow field are determined by a spectral analysis of the pressure signal obtained at the stagnation point on the plate. Spectra obtained for different nozzle-to-plate distances are plotted as multi-configuration spectra using the nozzle-to-plate distance as a parameter. This is repeated for different pressure ratios of the nozzle, i.e., for under-, ideally, and overexpanded jets.

Ergebnis:

Multi-configuration spectra as the one depicted in the figure (see below) show a characteristic dependence of peak frequencies on the nozzle-to-plate distance. Here, frequencies related to primary peaks are plotted as dotted lines. The corresponding frequencies decrease with nozzle-to-plate distance then jump to a higher value and decrease again. The behavior of the primary peaks depends strongly on the characteristics of the supersonic jet (over- / underexpansion). The frequency of primary peaks remains always limited to a small range near 30 kHz. Secondary peaks have been marked by solid lines. Their frequencies decrease about inversely with the nozzle-to-plate distance covering a much broader frequency range than that of primary peaks. The dependence on the characteristics of the jet is small. The behavior of secondary peaks is caused by a feedback loop [3]. Disturbances in the shear layer of the jet are convected to the plate. On impingement sound is generated that propagates to the nozzle exit through the ambient gas. At the nozzle exit new disturbances are excited in the shear layer, and so on. In most publications on acoustic waves produced by impinging jets spectra of oscillations were traced to this mechanism. However, considering the multi-configuration spectrum it can clearly be seen that there exists a distinct difference in the dependence on the nozzle-to-plate distance of primary and secondary peaks. In a model the behavior of

primary peaks may be explained by adding the shock layer into the feedback loop or by considering entropy variations caused by an oscillating bow shock [4]. In addition to the features described so far low frequency bursts are present in the spectra for certain nozzle to plate distances. Then, the corresponding spectrum does no longer exhibit characteristic peaks. This may be related to so-called zones of silence observed by other authors [5].



Literatur:

- [1] Klinkov, K. V., Erdi-Betchi, A., and Rein, M., Behavior of supersonic overexpanded jets impinging on plates, in: Proc. 14. DGLR-Fach-Symposium der STAB (in print)
- [2] Klinkov, K. V. and Rein, M., Multiexposure visualization of supersonic two-phase flows impinging on a plate, in: Proc. 12th Int. Conf. Methods Aerophysical Research Part II, 101-106, Novosibirsk (2004)
- [3] Neuwerth, G., Akustische Rückkopplungserscheinungen am Unter- und Überschallfreistrah, der auf einen Störkörper trifft, Diss. RWTH Aachen (1974)
- [4] Kuo, C.-Y. and Dowling, A. P., Oscillations of a moderately underexpanded choked jet impinging upon a flat plate, JFM 315, 267-291 (1996)
- [5] Henderson, B., The connection between sound production and jet structure of the supersonic impinging jet, JASA 111(2), 735-747 (2002)

weiteres Vorgehen:

Oscillations not described by the classical feedback loop shall be studied more closely. In particular, mechanisms causing primary peaks as well as the appearance of low frequency bursts in multi-configuration spectra need to be addressed.

Datum: 12.09.05

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: S. Kumar ^{1,2}, H. Olivier ², J. Ballmann ¹

Institution: ¹ Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

² Stoßwellenlabor, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64, 52062 Aachen

E-mail: sanjeev@swl.rwth-aachen.de

Thema: Numerical investigation of real gas effects on type IV shock-shock interaction

Ausgangssituation: The interaction of a weak oblique shock wave with the strong bow shock ahead of a blunt body in hypersonic flow causes high heat transfer rates and pressure loads in the interaction region. The most serious interaction pattern of interest is the so-called type IV interaction that involves a supersonic jet structure impinging nearly normal to the surface. The type IV shock-shock interaction occurs when an oblique shock wave impinges in the vicinity of the geometrical stagnation point. A number of numerical studies on type IV shock-shock interference problems have been conducted assuming a perfect gas model. Real gas effects, however, can have a noticeable impact on flow features and parameters such as surface heating rates. Because of their importance, real gas effects have been the focus of several studies [1], [2].

Ziel: An improved understanding of the influences of real gas effects on shock-shock interaction phenomena reduces a significant element of risk in the design of hypersonic vehicles. In this work, an attempt has been made to improve the understanding of the real gas effects on type IV shock-shock interactions, by computational means. An adaptive flow solver *QUADFLOW* [3] developed at RWTH Aachen University has been applied for simulating numerically the experiments carried out by Sanderson [1]. The computed results are discussed in comparison with the experimental results.

Lösungsweg: The experiments conducted in the GALCIT T5 free piston driver shock tunnel were numerically simulated under the free-stream conditions tabulated below:

	$\rho_{\infty}[\text{Kg/m}^3]$	$V_{\infty}[\text{m/s}]$	$T_{\infty}[\text{K}]$	$X_{\text{N}_2}[-]$
Case A	0.0218	2540	162	1
Case B	0.0155	4450	1190.6	0.99
Case C	0.0157	5350	2326.45	0.95

The cylinder model had a diameter of 40.6 mm and the shock generator was inclined at an angle of 6° for all the experiments. Nitrogen was used as the test gas. The present computations were carried out with the reaction rates model of Park 85, with the assumption of chemical nonequilibrium and thermal equilibrium for laminar flow. The assumption of isothermal and non-catalytic wall boundary condition is made at the body surface. Time integration is explicit. The heat transfer data have been reduced to Stanton number form and normalized with respect to the stagnation point heat transfer rate due to Fay and Riddell.

Ergebnis: Figure 1 shows the comparison of the Stanton number distribution between experiment and present computations for the high enthalpy test case “C”. Here h represents the vertical distance from the cylinder center point, normalized by the radius of the cylinder. Away from the jet impingement region, the experimental and numerical data are in very good agreement.

With regard to differences in the peak heat flux level and its angular location, it is impossible to decide whether the isolated experimental point in the peak region represents the maximum heat flux level or not. Figure 2 shows the comparison of computed heat flux enhancement for all the three test cases. The comparison of the peak heating level between cases A and C shows that the peak heat transfer intensification decreases with increase in stagnation enthalpy. The peak heating intensification for case B and case C is nearly the same. Thus the computational results appear to confirm the experimental result that the real gas effects decrease peak heating intensification.

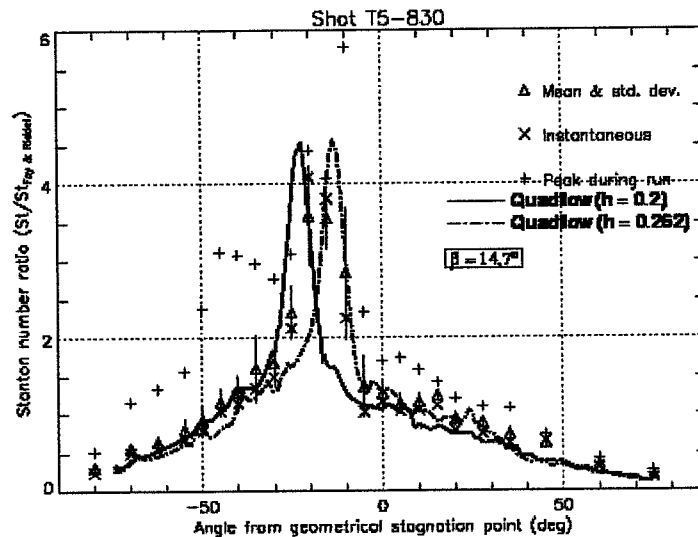


Figure 1: Comparison of surface Stanton number distribution (β = shock impingement angle)

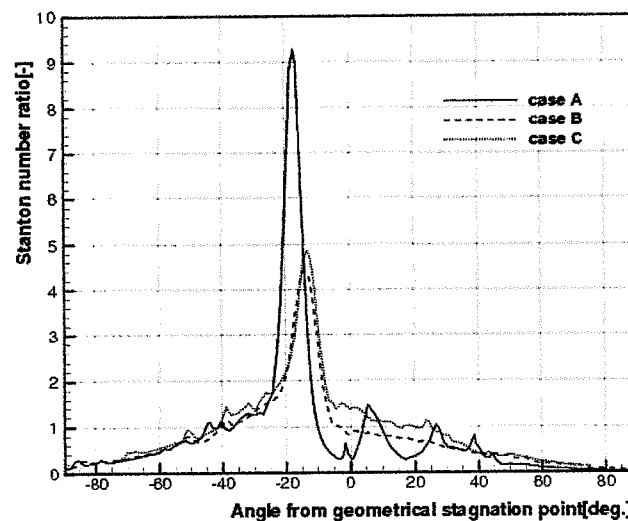


Figure 2: Stanton number distribution for cases A, B and C

Literatur:

- [1] Sanderson SR.: Shock Wave Interaction in Hypervelocity Flow, Ph.D Thesis, GALCIT, California Institute of Technology, USA, 1995.
- [2] Kumar S., Reinartz B., Ballmann J., Olivier H.: Numerical simulation of shock-shock interaction in chemically reactive hypersonic flows, The 25th International Symposium on Shock Waves- ISSW25, Bangalore, India, 17-22 July, 2005.
- [3] Bramkamp F., Lamby Ph., Müller S.: An adaptive multiscale finite volume solver for unsteady and steady flow computations. J. Comp. Phys., Vol.197, No. 2, 2004, p. 460-490.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Andreas Mack, Dr. Volker Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2384

Telefax: 0551 709 2800

e-mail: volker.hannemann@dlr.de

weitere Partner: Dr. Ali Gülhan, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Köln

Thema:

Durchführung gekoppelter aerothermodynamischer Simulationen einer deformierbaren Nasenkappe unter Verwendung des DLR Strömungslösers TAU und einer ANSYS-Strukturmodellierung

Ausgangssituation:

Beim Wiedereintritt eines Raumfahrzeugs in die Erdatmosphäre ist insbesondere der staupunktnahe Bereich extremen thermischen sowie mechanischen Belastungen ausgesetzt. Die oberflächennahe Struktur wird stark aufgeheizt, was zu einer thermischen Verformung der Bestandteile des Thermalschutzsystems führt. Der aerodynamische Druck an der Oberfläche resultiert in einer zusätzlichen mechanischen Verformung der Struktur. Durch Bildung von Spalten und Stufen zwischen den einzelnen Paneelen entstehen lokale Staupunktregionen bei vorspringender Stufe (Step-up) sowie Ablösungen bei zurückspringender Stufe (Step-down) mit erheblichen Änderungen im aufgeprägten Oberflächenwärmestrom. Durch die Wärmeleitung innerhalb der Struktur kommt es weiterhin zum Abbau von lokalen Maxima der Oberflächentemperatur (z.B. an Expansionskanten) wie sie bei einer rein strömungsmechanischen Betrachtung des Problems vorhergesagt werden.

Ziel:

Für die Auslegung eines Raumfahrzeugs für den Wiedereintritt in die Erdatmosphäre ist die Kenntnis der thermischen und mechanischen Wechselwirkung der heißen Struktur mit dem umgebenden Strömungsfeld erforderlich. Entsprechende Simulationswerkzeuge sollen entwickelt und anhand von geeigneten Windkanalversuchen validiert werden.

Lösungsweg:

Im Rahmen der IMENS Projektes wurde ein generisches Nasenkappenmodell entwickelt und im lichtbogenbeheizten Kanal L3K des DLR in Köln experimentell untersucht [1]. Da der Kanal kontinuierlich betrieben werden kann entstehen auf dem Modell ähnlich hohe Temperaturen wie im Freiflug, womit die physikalischen Effekte der Wärmeleitung und Verformung vergleichbar werden.

Die durchgeführten numerischen Berechnungen dienen der Validierung der verwendeten numerischen Werkzeuge anhand experimenteller Daten sowie der Beurteilung der Sensitivitäten der geometrischen Parameter bezüglich der aerothermodynamischen Lasten.

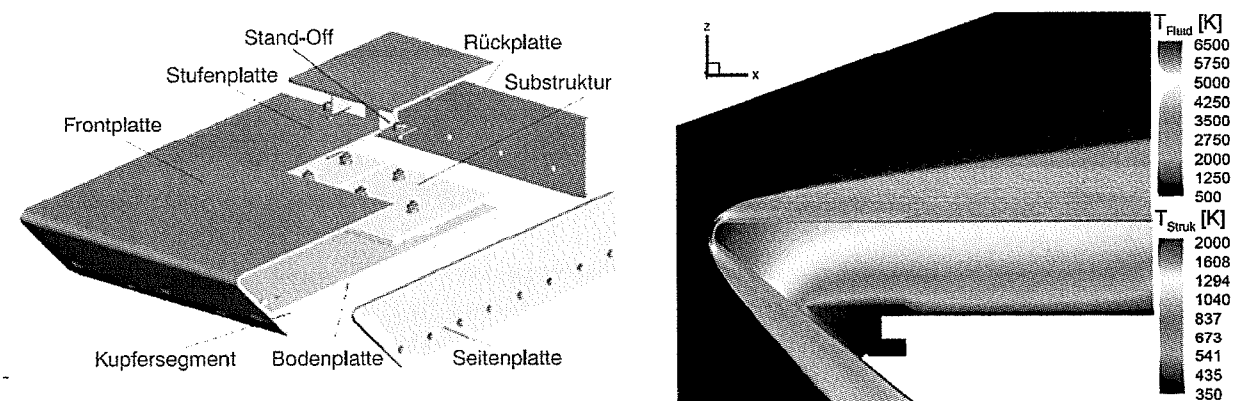
Als numerisches Verfahren wurde das in IMENS entwickelte Kopplungsverfahren benutzt. Dieses besteht aus der Kopplung eines Strömungscodes (DLR Tau-Code) mit einem FEM-Löser (ANSYS). Im vorliegenden Fall zur Ermittlung eines stationären Kopplungszustands

wird der Ansatz einer losen Kopplung verfolgt, was durch den Austausch von Wärmestrom, Druck, Temperatur und Deformation auf der Oberfläche durch die Vorgabe als Dirichlet-Neumann Randbedingungen realisiert wird. Die Interpolation der Oberflächen-daten erfolgt dabei über die Interpolationsroutine MpCCI.

Die gekoppelten Simulationen wurden strömungsseitig von einer Lösung mit strahlungs-adiabater Wandrandbehandlung gestartet, um möglichst effizient eine auskonvergierte Gesamtlösung des gekoppelten Problems zu erreichen. Das hier betrachtete Gesamtproblem konvergiert dabei relativ schnell in einen stabilen Gleichgewichtszustand, üblicherweise sind ca. 3 bis 4 Kopplungsiterationen ausreichend, eine Relaxation der Lösungen ist meist nicht erforderlich.

Ergebnis:

In der vorliegenden Arbeit wurden gekoppelte Analysen für eine generische Konfiguration des Bugbereichs eines Raumfahrzeuges durchgeführt. Dabei wurden die Struktureinflüsse bezüglich der thermalen Wärmeleitung, der thermisch bedingten Deformation sowie zusätzlicher mechanischer Drucklasten auf die Strömungslösung untersucht. Zusätzliche Variationen der Anströmbedingung sowie geometrischer Parameter der Konfiguration ermöglichen Aussagen über die Sensitivität der gekoppelten Lösung bezüglich dieser Größen. Insgesamt zeigt sich damit eine gute Übereinstimmung mit den experimentellen Daten. Die physikalischen Effekte wie Wärmetransport und der durch die Thermalbelastung entstehende Springwinkelleffekt werden gut wiedergegeben. Des Weiteren wurden die Effekte an einer vor- bzw. zurückspringenden Stufe im hinteren Modellbereich untersucht. Die experimentellen Daten konnten dabei durch die numerischen Simulationen bezüglich des Temperatursprunges und der thermalen Kopplungseffekte nachvollzogen werden.



Skizze des Windkanalmodells und Temperaturverteilung im Strömungsfeld und der Struktur im Modellmittelschnitt

Literatur:

[1] Esser, B., Gülhan, A., Schäfer, R., Mack, A.: Experimental Investigation of thermo-mechanical Fluid-Structure Interaction in High-Enthalpy Flow. 5th International Congress on Thermal Stresses, Vol. 2. Blacksburg, Virginia, 2003

weiteres Vorgehen:

Bisher wurden in der numerischen Simulation lediglich stationäre Endzustände des Strömungs-Struktur-Systems betrachtet, das transiente Verhalten (Aufheizung der Struktur, zeitliche Entwicklung der Strukturverformung) wird zukünftigen Untersuchungen im Rahmen des IMENS+ Projektes behandelt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Konfiguration

Ansprechpartner: Prof. Dr. Ing., Dr. Math. ADRIANA NASTASE

Institution: Aerodynamik des Fluges, RWTH-Aachen, Germany

Adresse: Templergraben 55, 52062 Aachen, Germany

Telefon: 0241/8095438

Telefax: 0241/8092173

e-mail: nastase@lafaero.rwth-aachen.de

weitere Partner:-

Thema: Fully - Optimized and Fully - Integrated Model FADET II, for Space Vehicle.

Ausgangssituation: The author has performed an aerodynamical global optimal design of a fully-optimized and fully-integrated shape of a delta wing with a central fuselage zone called FADET II. The model was optimized with respect to the minimum inviscid drag, at cruising Mach number $M_\infty = 3$. The own enlarged variational method with free boundaries, called optimum-optimorum theory, was used for this purpose. This model has a high value of L/D. The model FADET II is the first step for an own iterative optimum-optimorum theory, which has almost all genetic algorithm attributes like: multiple selections, evolution, crossover, migrations. The shape of FADET II is proposed for the optimal design of LEO (Low Earth Orbit) vehicle of the two stage (LEO and GEO) space vehicles of project Saenger. It can be also useful for the optimal shape design of a single stage space vehicle.

Ziel: The space vehicle LEO of second generation can be used as research laboratory or for touristic purposes and must be more economic than the formerly projects. Some changes in shape must be done in order to achieve this aim.

Lösungsweg: The proposed changes are the following: to perform a global optimization of the shape of LEO, to generate a more flattened configuration with greater rolling stability for the new LEO than before, by using two smaller twin fuselages partially embedded in the wing's thickness and fully-integrated with the wing, instead of a great and non-integrated fuselage, to use movable leading edge flaps in open position by start and landing, to use the Kutta condition on leading edges in order to cancel the induced drag, to increase the lift by suppressing the transversal contournement of the leading edges and to avoid the birth of leading edge vortices, for longer ranges of Mach numbers and angles of attack. A configuration which fulfills all these aims is the proposed fully-optimized and fully-integrated shape of CATA-LEO. FADET II, is the first approximation of CATA-LEO. In the (Fig. 1a,b) the fully-optimized and fully-integrated models FADET I and FADET II, optimized with respect of minimum inviscid drag, at cruising Mach numbers $M_\infty = 2.2$ and, respectively, $M_\infty = 3$, are compared. The both models have the same area of their planforms and are designed by the author by using own developed software, according to her global optimized technique, called optimum-optimorum theory, as in [2]-[3]. The comparison shows that the optimal values of the similarity parameter of the planform of the model decreases when the cruising Mach number, chosen for the OD, increases.

The advantage of morphing, via movable leading edge flaps, for the multipoint optimal design, is evident. The CATA-LEO is flying with characteristic surface instead of shock wave surface for long ranges of moderate supersonic Mach numbers and angles of attack.

Ergebnis: The fully-optimized and fully-integrated models FADET I and FADET II were checked in the trisonic wind tunnel of DLR-Koeln, with the transversal test area $(60 \times 60) \text{ cm}^2$, and were sponsored by the DFG. The theoretical predicted lift and pitching moment coefficients C_l and C_m are in very good agreement with the experimental results.

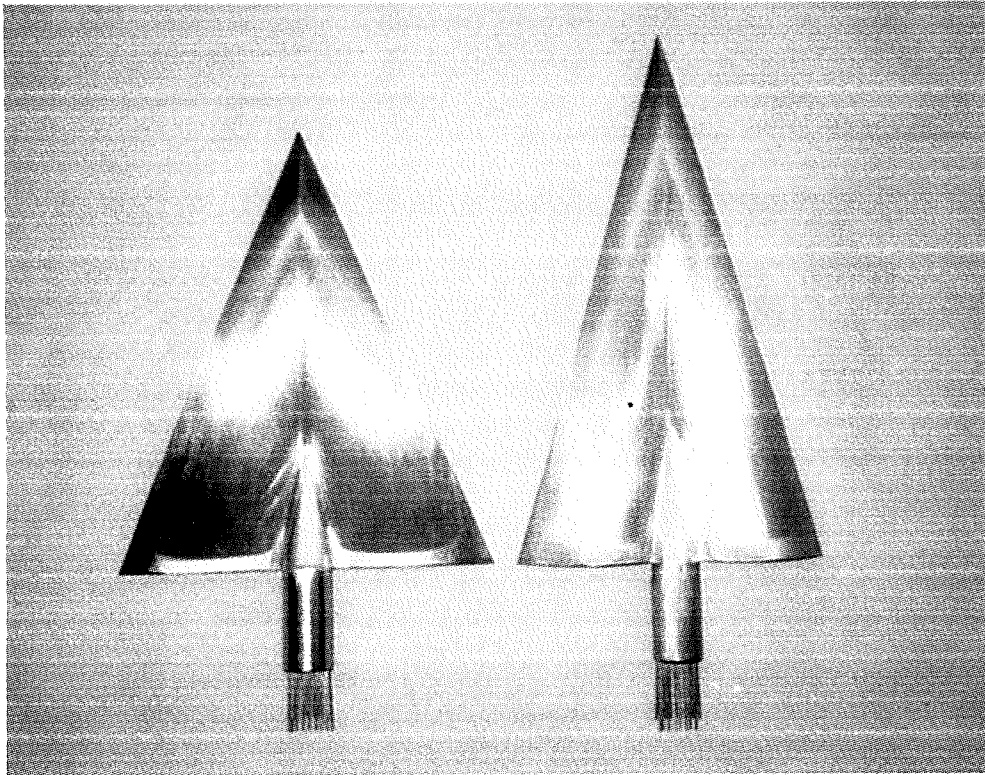


Fig. 1a,b The Fully-Optimized and Fully-Integrated Models FADET I and FADET II

Literatur:

1. NASTASE, A., The Aerodynamic Optimal Catamaran's Shape, as Proposal for STA, CD - Rom Proceedings of ECCOMAS-CFD 2001, Southend-on-Sea, (2001), UK.
2. NASTASE, A., Zonal, Spectral Solutions for Navier-Stokes Partial Differential Equations, ZAMM, 81, Vol. 81, Zuerich, (2002), Switzerland.
3. NASTASE, A., Aerodynamical Optimal Shape's Design of an Integrated STA, via Spectral Navier - Stokes Layer, AIAA-2002-5552, Technical Paper of the 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia, (2002), USA.

weiteres Vorgehen: The author has developed new zonal, spectral solutions, which allow the computation of the friction drag coefficient and also to determine the viscous influence on the optimal aerodynamic shape design, via own developed iterative optimum-optimorum theory. The inviscid optimized shape of FADET II, is the first step of this iteration.

Datum: 1 February 2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Hannes Otto, Carl Dankert(*)

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3359
Telefax: 0531/295-2320
E-mail: Hannes.Otto@dlr.de

(*)Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2322
Telefax: 0551/709-2800
E-mail: Carl.Dankert@dlr.de

Thema: Simulationen an Flugkörper-Radomen

Ausgangssituation: Im Rahmen des DLR-Projektes HaFK wurden im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) Versuche an einem Stahlmodell unter den Bedingungen des bodennahen Fluges bei $Ma=6$ durchgeführt, um die Druck- und Wärmelasten auf das Radom zu qualifizieren.

Ziel: Die numerische Bestimmung der Drucklasten und der Wärmeflüsse soll für unterschiedliche Flughöhen und Anstellwinkel an der 3-D-Geometrie des Radommodells durchgeführt werden.

Lösungsweg: Die Generierung eines hybriden unstrukturierten Netzes erfolgt mit Centaur. Zur Beschreibung der Turbulenz kommt das Menter-SST-Modell zum Einsatz. Die Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen liefert der Tau-Code des DLR.

Ergebnis: Zur besseren Auflösung des Stossgebietes wird das Netz (Bild 1) mehrfach adaptiert. Erste Ergebnisse für die Druckverteilungen liegen vor (Bild 2). Zur genaueren Auflösung der Wärmeflüsse müssen weitere Verfeinerungen am Netz durchgeführt werden.

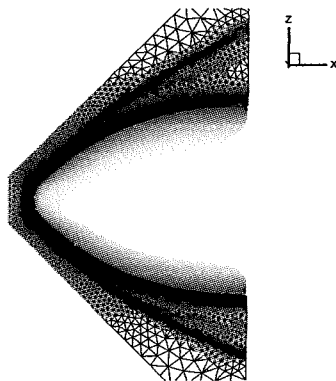


Bild 1: Geometrie und adaptiertes Netz in Symmetrieebene

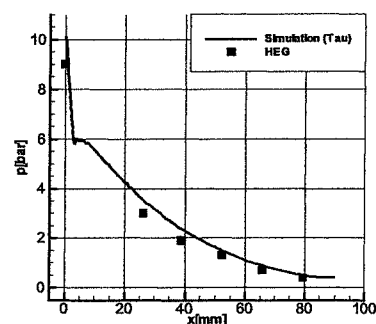


Bild 2: Wanddrucke am Modell bei $Ma=6$, $\alpha=5^\circ$, $Re=41 \cdot 10^6$

weiteres Vorgehen: Die Ergebnisse werden in künftig durchzuführende gekoppelte Simulationen von Strömung/Struktur einfließen, um eine Verformung des Radoms vorhersagen zu können.

Datum: 7. Februar 2006

STAB

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann
Volker Hannemann
Klaus Hannemann

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

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3319
Telefax: (0531) 295-2320
e-mail: bodo.reimann@dlr.de

Thema:

Instationäre numerische Simulation von Stoßrohrströmungen.

Ausgangssituation:

Der Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) ist ein kolbengetriebenes Stoßwellenrohr, das im reflektierten Modus betrieben wird. Dabei wird durch Bersten einer Stahlmembran, die Treib- und Testgas voneinander trennt ein starker Verdichtungsstoß erzeugt. Der Reservoirzustand der Hyperschalldüse wird durch Reflektion dieses Stoßes an der Stoßrohrendwand erzeugt. Im idealen Stoßrohr wird die Stoßwelle eben reflektiert und bringt beim Zusammentreffen mit der nacheilenden Kontaktfläche zwischen Treib- und Testgas diese zum Stillstand. Der Reservoirzustand ist bis zum Eintreffen des Expansionsfächers bzw. der sich durch Auströmen aus der Düse wieder in Bewegung setzenden Kontaktfläche konstant. Reale Stoßrohre zeigen deutliche Abweichungen von diesem Verhalten. Oftmals wird der Stoß durch die gegebene Geometrie nicht ideal reflektiert, zum anderen führt die Interaktion mit der – hinter der einlaufenden Welle entstandenen – Wandgrenzschicht zu einer Bifurkation des reflektierten Stoßes. Untersuchungen [1, 2] haben gezeigt, daß diese Bifurkation nicht nur den Reservoirzustand beeinflusst, sie führt beim Wechselwirken mit der Kontaktfläche auch dazu, daß Treibgas in einem dünnen Strahl entlang der Wand vorzeitig das Stoßrohrende und somit den Düseneintritt erreicht (wall jetting). Dieses Verhalten führt zu einem vorzeitigen Ende der Versuchszeit. Für den HEG wurde eine Vorrichtung (Heliumabscheider) entwickelt mit der dieser Vorgang herausgezögert wird, was zu einer wesentlich längeren Versuchszeit führt.

Ziel:

Numerische Simulation des Stoßreflektionsprozesses im Hochenthalpiekanal Göttingen und Optimierung des Heliumabscheiders.

Lösungsweg:

Als Simulationswerkzeug wird der DLR TAU-Code verwendet, der die Möglichkeit der zeitgenauen Integration mit lokaler Netzverfeinerung bietet. Da die Energien im Reservoir im Bereich der Dissoziationsenergien von Sauerstoff und Stickstoff liegen wurde ein 5-Spezies Luftmodell für thermo-chemisches Gleichgewicht implementiert. Angesichts der geringen Geschwindigkeiten und hohen Dichten ist die Gleichgewichtsannahme gerechtfertigt.

STAB

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt die zeitliche Entwicklung der Strömungstopologie im Stossrohr des HEG. Die Stoßwelle läuft, gefolgt von der Kontaktfläche zwischen Treiber- und Testgas von links nach rechts. Nach der Reflektion des Stoßes and der Endwand interagiert dieser mit der Kontaktfläche.

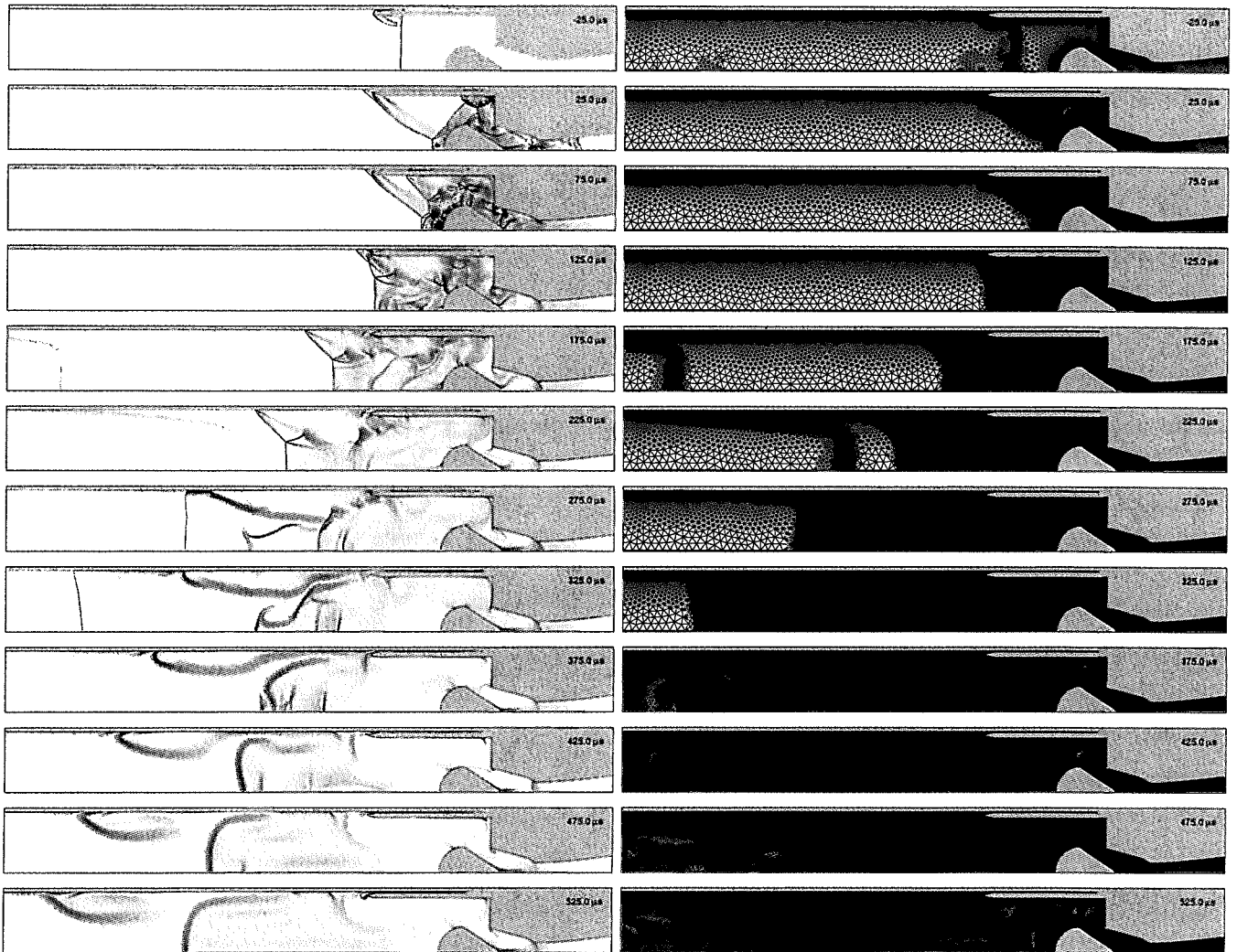


Abbildung 1: Numerisches Schlierenbild (links) mit zugehörigem Rechnetz (rechts) einer simulierten Stossrohrströmung im HEG.

Weiteres Vorgehen:

Kontinuierliche Verbesserung des HEG durch verbesserte Kenntnis der Strömungstopologie im Stoßrohr, insbesondere Optimierung der Versuchzeit durch Reduktion der Treibergaskontamination.

Literatur:

- [1] Stalker, R. J.: *Driver Gas Contamination in a High-Enthalpy Reflected Shock Tunnel*. AIAA Journal, 16(3):277-279, 1978.
- [2] Chue, R. S. M., Eitelberg, G.: *Studies of tranient flows in high enthalpy shock tunnels*. Experiments in Fluids, 25:474-486, 1998.

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann
José Longo

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

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, VKI Longshot).

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 im Bereich idealen Gasverhaltes sowie chemisch reagierenden Gases 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. Abb. 1 zeigt beispielhaft ein Ergebniss. 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

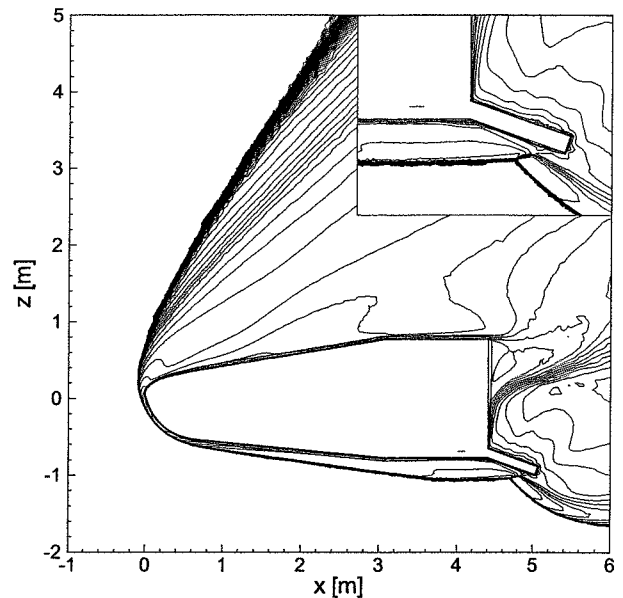
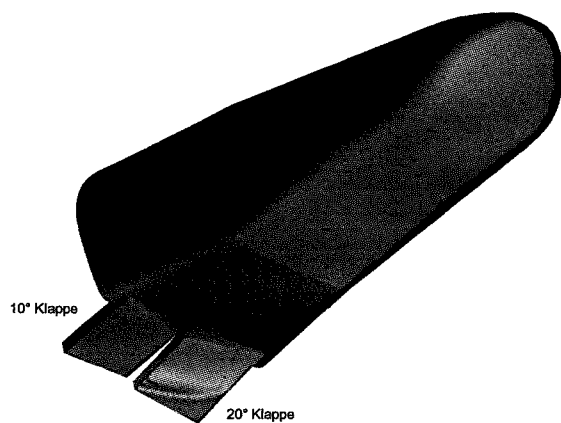


Abbildung 1: Druck auf der Körperoberfläche für 10° und 20° Klappenausschlag (links) und Machzahl Isolinien für 20° Klappenausschlag (rechts) für eine laminare Strömung bei $Ma = 25$ im thermochemischen Gleichgewicht, $\alpha = 45^\circ$.

Weiteres Vorgehen:

Abschluss der Phase A2. 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: Dr. M. Robinson

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2615

Telefax: 0551 709 2800

e-mail: matthew.robinson@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Development and testing in the High Enthalpy Shock Tunnel Goettingen (HEG) of a new short duration three component stress wave force balance.

Ausgangssituation:

Traditionally, the hypersonic community has focussed primarily on thrust or drag production, ignoring the other major components of lift and pitching moment for bodies travelling in hypervelocity flows. These other force components are of great importance. For supersonic combusting ramjets, the shift in centre of pressure due to combustion is a critical component. Similarly, real gas effects on re-entry bodies may cause an unpredicted change in the pitching moment, while for missile configurations where range is of importance, maximisation of the lift to drag ratio is critical.

Therefore, a flexible force measuring system that can accurately determine force components simultaneously is required. However, since reproduction of hypersonic flight conditions on the ground is usually restricted to impulse facilities with test times lasting only several milliseconds (such as HEG) conventional force-balance techniques cannot be used. Because of this, various methods such as acceleration compensation or free flying photography have traditionally been employed. However, a number of problems and restrictions exist with these methods mostly due to the inherent flexibility of the model. One method though, known as the stress wave force measurement technique, overcomes many of these restrictions and enables the measurement of forces over a wide range of test conditions and different model types (such as scramjets, missile configurations or re-entry vehicles).

Ziel:

By monitoring the propagation of stress waves within a model and its support structure, the time history of force acting on the model can be recovered using a mathematical process known as deconvolution. Using this technique, we aimed to design a force balance that can determine the lift, drag (or thrust) and pitching moment on various models tested within the HEG facility, thereby extending the available instrumentation of the test facility.

Lösungsweg:

Since the force balance and model are dynamic in nature, finite element analysis (FEA) can be used to help in the design and testing of the proposed balance. This was done using ANSYS.

Multiple linear transient solutions were performed over time durations of 5 - 10 ms. Once the final design was completed, the balance and model were instrumented and tested in HEG. By applying simulated loads to the model (such as pressure and skin friction, which would be unknown in a shot in the tunnel) and performing a linear transient solution in the FEA package

ANSYS, the strain time histories can be determined. Using known calibration loads and their corresponding strain time histories, the force applied by the unknown loads can be recovered. This can then be compared with the actual applied load to see how well the balance performs. If the recovered loads are not within the desired accuracy, the design is modified.

Ergebnis:

The final force balance design consisted of an internal balance with 4 stress bars, mounted on a sting. This entire assembly was then mounted onto a new blade system within the HEG test section.

Experiments were performed on a 303 mm long, 10° half angle blunt cone at angles of attack from 0 to -20° . The tests were conducted at two different test conditions with a constant Mach number of 7.8 and total enthalpies of 3.0 and 3.5 MJ/kg. At 0° angle of attack and an enthalpy of 3.0 MJ/kg, the measured axial coefficient was recovered to within 6% when compared to computational fluid dynamic (CFD) simulations. A relatively constant axial (drag) coefficient of 0.10 was obtained for the conical model over dynamic pressures ranging from 30 to 70 kPa. At -10° , the axial and normal coefficients were within 6% and 9% respectively of CFD predictions while the center of pressure (based on chord length) was within 2%. The accuracy of the force balance is estimated at approximately $\pm 5\%$ for the axial component and $\pm 4\%$ for the normal and pitching moment components. Fig. 1 illustrates the recovery of forces at -10° .

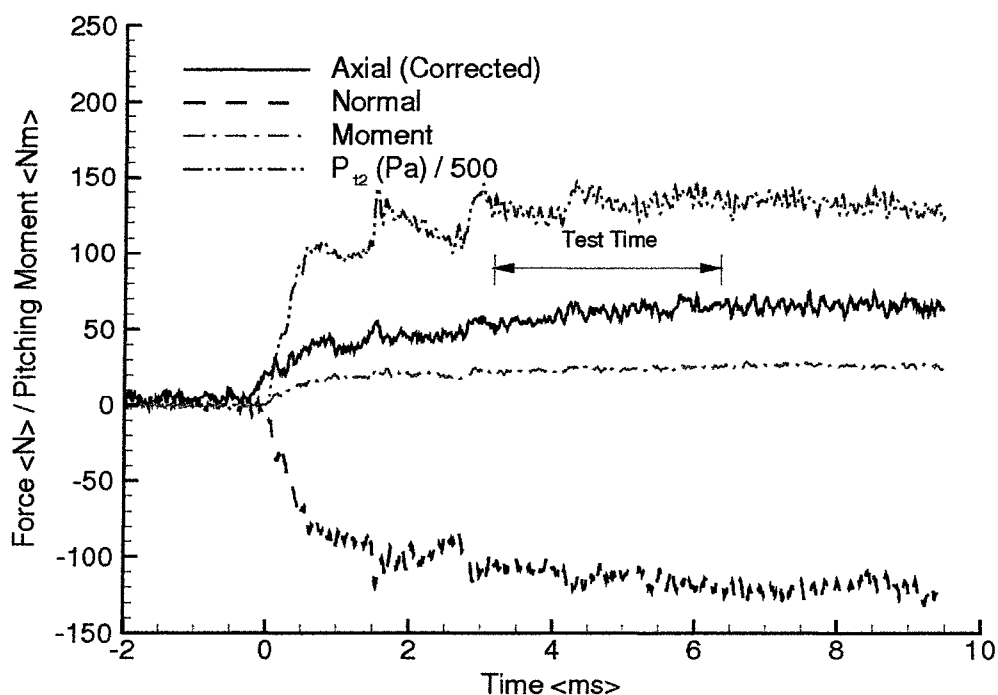


Fig. 1 – Recovery of forces at -10° .

Literatur:

Robinson, M. J. and Mee, D. J. and Tsai, C. Y. and Bakos, R. J., *Measurement of three components of force on a large scramjet in a shock tunnel*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 3, pp 416-425, 2004.

weiteres Vorgehen:

Recently, the force balance was tested with a lattice wing model and development of an external force balance for large scramjet models is currently underway.

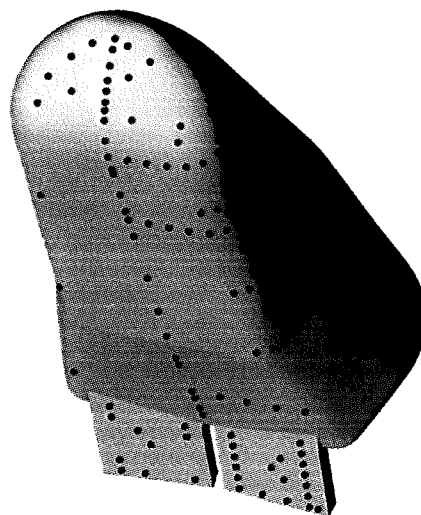
MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Jan Martinez Schramm Jose Longo Klaus Hannemann
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Raumfahrzeuge
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen Telefax 0551 709 2800/2870 Email Jan.Martinez@dlr.de
Date	Januar 2006.
Topic	Erstellung der experimentellen aerothermodynamischen Datenbasis der Pre-X Konfiguration im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)
Situation	Der Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) ist eine der bedeutendsten Anlagen zur Untersuchung von Hochenthalpieströmungen in Europa. 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. 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. Der Demonstrator Pre-X soll Flugdaten liefern, die die Genauigkeit der Vorhersagen für die Aerothermodynamik (ATD) und Belastbarkeit von Thermalschutzsystemen (TPS) verbessert. Als Unterauftragnehmer von EADS-ST (European Aeronautic Defence and Space Company - Space Transportation), die das Projekt für CNES leitet, zeichnet die Abteilung Raumfahrzeuge im DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik für die Entwicklung der aerothermodynamischen Datenbank der Konfiguration verantwortlich. Diese Datenbank wird mittels Windkanalversuche im HEG und numerischen Berechnungen mit dem DLR Tau-Code erstellt.
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 an einem Windkanalmodell im HEG durchgeführt.



Lösungsweg

Um Messdaten für diese Validierung zu erhalten wurde ein Windkanalmodell für den HEG entwickelt, konstruiert und gebaut. Das obige Bild zeigt dieses Modell. Der Maßstab des Modells zum Demonstrator beträgt 1:13.75; die Modelllänge insgesamt 320 mm. Die Positionen der 30 Drucksensoren (blau) und der 67 Thermoelemente (rot) sind im unteren Bild dargestellt. Das Modell bietet weiterhin austauschbare Klappensätze, um unterschiedliche Anstellungen der Klappen gegenüber der Strömung zu realisieren.



Ergebnis

Die Messungen im HEG an der Pre-X Konfiguration haben im Dezember 2005 begonnen und dauern noch an. Das voraussichtliche Ende der ersten Phase der Messungen wird Ende Februar sein.

Weiteres Vorgehen

Um die Kräfte und Momente auf das Modell zu bestimmen wird im Augenblick eine Kraftwaage mit zugehörigem Modell für den HEG entwickelt.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Erich Schüle, Victor Trofimov (ITAM, Novosibirsk, Russia)

Institution

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse

37073 Göttingen, Bunsenstr.10

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

E-mail: erich.schuelein@dlr.de

weitere Partner

H. Lüdeke (DLR, AS Braunschweig)

Thema

Experimental Investigation of Longitudinal Vortices in Separated Turbulent Flows

Ausgangssituation

The importance of studies of long-lived longitudinal vortices in boundary layers and separated flows stems not only from applied problems, such as the design of thermal protection systems of re-entry vehicles, concerning the sure prediction of surface heat and pressure loads, but also from purely fundamental interest in turbulent flows with complicated topological evolution. Indeed, such flows give a good example for long-term preservation and development of disturbances, weak in intensity but finite in wavelength, in fully turbulent flows. These stationary longitudinal structures lead to spanwise periodic variations of the time-averaged surface parameters.

With respect to the investigations of longitudinal vortices in turbulent separated flows there are two different problems, which are to be held apart. The first one includes the academic questions about the nature of the streamwise vortices and its properties. The important questions of the usefulness of this phenomenon to flow separation control belong to the second area.

Ziel

The investigations of the properties of artificially generated longitudinal vortices in high-speed turbulent separated flows by very thin strips attached near the model's leading edge.

Lösungsweg

Experiments were performed at Mach numbers 3 and 5 in the Ludwig Tube Facility at DLR in Göttingen (RWG) with a model of a 2-D compression corner with deflection angles of 20°, 25° and 30° (*Fig.1*) [2]. The irregularities of the surface contour have been artificially simulated by very thin vortex generator strips of different shapes and thicknesses, which were positioned near the leading-edge on the model surface.

Ergebnis

The dependence of the size and intensity of the observed longitudinal vortices on the parameters of the introduced disturbances (thickness, shape and wavelength of the vortex generator strips), just as from the flow parameters (Mach and Reynolds numbers, boundary layer thickness, compression corner angles etc.) has been shown experimentally. Figure 2 shows for example the influence of the boundary layer thickness δ_i at different wedge angles $\alpha = 20^\circ$ and 25° on the wavelength λ of longitudinal vortices induced near the reattachment line on the compression wedge (see *Fig.1*).

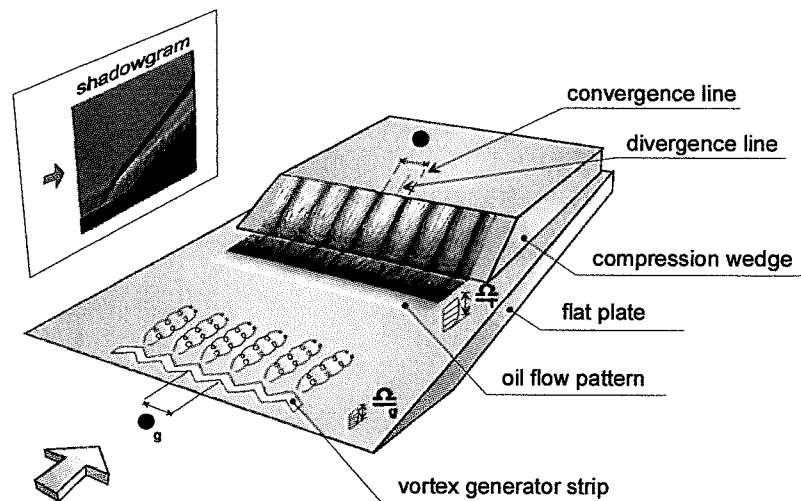


Fig 1: Sketch of the test model (flat plate / compression wedge - configuration with vortex generator strips at the leading edge), shadowgram and oil flow visualization pattern obtained in [1] for $\alpha = 20^\circ$ and $M_\infty = 3$

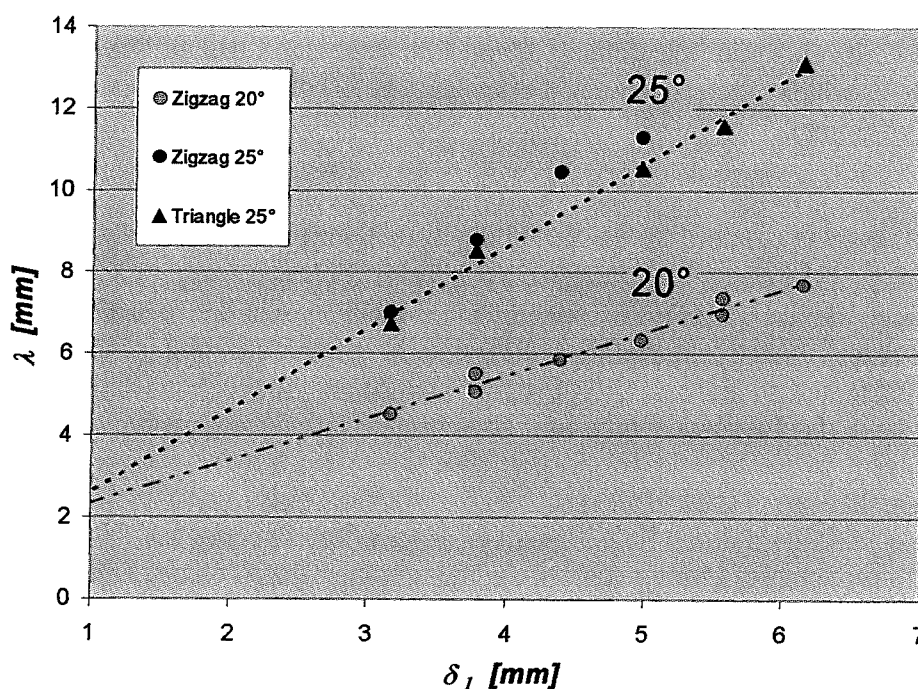


Fig 2: Influence of the boundary layer thickness δ_1 at different compression wedge angles ($\alpha = 20^\circ$ and 25°) on the wavelength λ of the induced vortices ("Zigzag" and "Triangle" means the shapes of the used vortex generator strips)

Literatur

- [1] E. Schüle, „Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelbildung in turbulenten Überschallströmungen mit Ablösungen“, IB 224 – 2002 A 12, DLR Göttingen, 2002, 32p.
- [2] E. Schüle and V.M. Trofimov, „Modelling of Streamwise Structures in Experiments on Compression Corners in a Turbulent Boundary Layer: Natural Scale“, Proceedings of 12th INTERNATIONAL CONFERENCE ON METHODS OF AEROPHYSICAL RESEARCH (ICMAR 2004), 28 June–4 July 2004, Akademgorodok, Novosibirsk (Russia), Novosibirsk, 2004, 8 p.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Bastian Thorwald, Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt

Institution: Universität der Bundeswehr München,
Institut für Thermodynamik

Adresse:
Werner-Heisenberg-Weg 39
85579 München

Telefon:
089/6004-2632
Telefax:
089/6004-2116

e-mail: bastian.thorwald@unibw-muenchen.de

weitere Partner: -

Thema: Neuer Strömungslöser für Über-/Hyperschallströmungen

Ausgangssituation:

Die Rechenzeit für Strömungstopologien im Über-/ Hyperschall sind selbst mit modernen Navier-Stokes-Lösern immer noch sehr lang. Die erfolgreiche Netzerstellung erfordert von vornherein bereits eine gute Vorstellung der auskonvergierten Lösung. Die Betreuung von Rechnungen im hohen Überschallbereich erfordert viel Erfahrung im Umgang mit dem jeweiligen Programm.

Ziel:

Durch einen neuen Programm für die Strömungsberechnung im Überschall sollen Strömungen mit verschiedenen Gasmodellen (Idealgas, Realgas im Gleichgewicht, mithilfe einer Ähnlichkeitstheorie auch Realgas im Nichtgleichgewicht) wesentlich schneller und einfacher berechnet werden können. Die Netzerstellung erfolgt automatisch und problemangepasst. Exportmöglichkeiten zu anderen CFD-Programmen sollen vorgesehen werden. Je nach Güte der Lösung kann das Ergebnis direkt oder als sehr gute Startlösung weiterverarbeitet werden.

Lösungsweg:

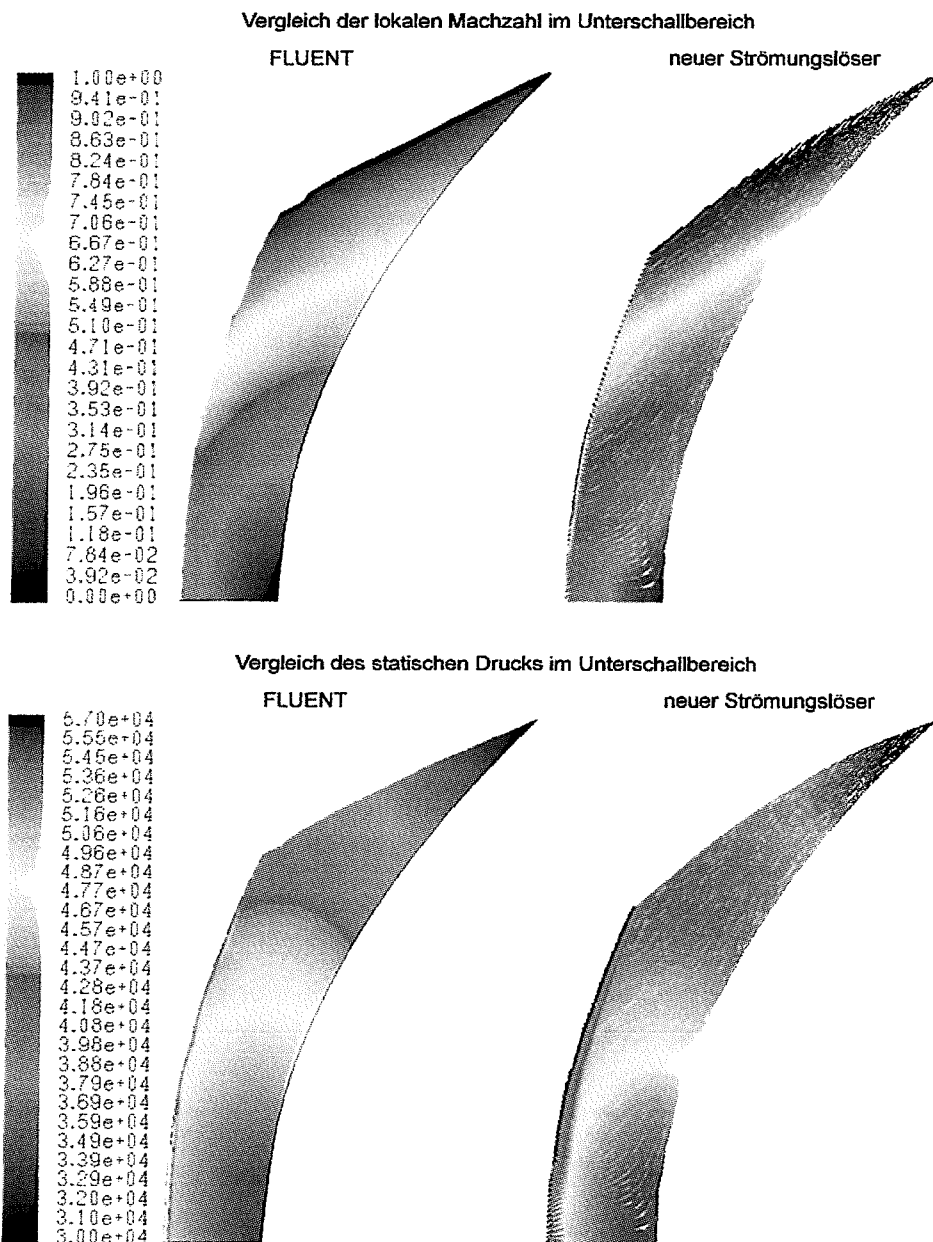
Das Strömungsfeld wird durch Schichtung von Stromröhren normal zur Körperoberfläche aufgebaut. In Strömungsrichtung werden die Stromröhren durch Querschnittsflächen in Zellen unterteilt, in denen mithilfe der Erhaltungsgleichungen und Querdruckeinflüssen der thermodynamische Zustand und damit auch die Querschnittsfläche bestimmt wird. Die quasi-eindimensionale Aufstellung der Erhaltungsgleichungen führt für Idealgas und Realgas im Gleichgewicht zu einem einfachen gekoppelten, nichtlinearen Zwei-Gleichungssystem, das im rotationssymmetrischen bzw. zweidimensionalen Fall zu einer einzigen, impliziten Gleichung vereinfacht werden kann. Nichtgleichgewichtseffekte sollen später skaliert über die Dichte der Gleichgewichtslösung mithilfe einer Ähnlichkeitsmethode bestimmt werden.

Stöße werden als Diskontinuität behandelt, die Zustandsänderungen über den Stoß mit den Rankine-Hugoniot Gleichungen berechnet. Der lokale Stoßwinkel ergibt sich aus dem geforderten Umlenkungswinkel, der durch die darunterliegende, zuvor berechnete Stromröhre, vorgegeben wird. Der Stoßabstand vor stumpfen Körpern wird iterativ durch die Forderung bestimmt, daß sich eine Stromröhre ergeben muß, die genau den maximalen Umlenkungswinkel für einen anliegenden, schiefen Stoß für die vorgegebene Anström-Machzahl hat. Diese Stromröhre begrenzt den Unterschallbereich und entscheidet, ob die starke oder schwache Lösung der Stoßbeziehungen verwendet werden muß. Die für die Lösung der Erhaltungsgleichungen benötigte Druckrandbedingung liefert im Überschall eine lokale Expansionsmethode nach Prandtl & Meyer. Die im Unterschallbereich hinter einem gekrümmten Stoß typische, elliptische Form der Isobaren, sowie die Berechnung des Druckes in ihrem Schnittpunkt mit der Körperoberfläche mithilfe der modifizierten Newton-

Methode, erlaubt die Bestimmung des Druckes als Randbedingung der Strömungslösung im gesamten Unterschallbereich. Liegt eine auf diese Weise erstellte Starttopologie der Stromlinien vor, wird diese iterativ verbessert.

Ergebnis:

Die bisherigen Ergebnisse dienen zur Verifikation der Druckrandbedingung im Unterschallbereich für die Erstellung der Startlösung und zeigen das Stromlinienbild und die Druck- und Machzahlverteilung im Unterschallbereich vor einem stumpfen Körper, hier ein Rotationshyperboloid. Verglichen werden die Lösungen der neuen Methode mit den Ergebnissen einer Referenzrechnung mit FLUENT. Alle Rechnungen wurden zunächst für Idealgas und ohne Viskosität bei einer Anströmmachzahl von 6 durchgeführt.



Literatur:

weiteres Vorgehen:

Umsetzung des iterativen Lösesers zunächst für Idealgas. Implementierung von Realgas im Gleichgewicht durch Interpolation auf vorliegende Zustandsflächen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelasticity

Ansprechpartner: Frane Majic, dipl. ing.

Institution: Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture

Adresse: Ivana Lucica 5, 10002 Zagreb, Croatia

Telefon: +385 1 6168 260

Telefax: +385 1 6156 940

e-mail: frane.majic@fsb.hr

weitere Partner: Dr. Ralph Voss

Thema: Numerical Simulation of Oscillating Wing Using Linear and Nonlinear CFD Methods

Introduction:

The phenomenon of aircraft flutter, which has to be investigated for each new aircraft design or modification, is still one of the current important research topics in aeroelasticity, especially for transonic flight speed. The direct simulation of structure-fluid coupling in the time domain adopting the most precise modelling techniques needs extremely high computational effort. As the main effort is needed for the part of computing unsteady aerodynamic loads by RANS solvers, more efficient methods have been developed for the task of predicting only the flutter boundary. For this task the flutter problem is usually cast into the form of an eigenvalue problem. The aerodynamic part of the solution procedure then comprises the computation of unsteady aerodynamic flows around the aircraft structures performing oscillatory dynamic motions in different known elastic geometrical modes and with different frequencies. In this work this is very efficiently performed by two codes. First, the Transonic Doublet Lattice Method (TDLM) with importing of steady results from CFD code (Tau), and second by the CFD code for RANS equations (Tau). Steady results are imported into TDLM grid from unstructured grid which was not possible before. The interpolation between structured and unstructured grids was difficult and time consuming, due to the non-ordered character of the unstructured grid. For this purpose, fast interpolation method has been developed. In the work, procedure is applied to the AMP (Aeroelastisches Modellprogramm) wing, a wind tunnel model of a typical transport aircraft wing.

The TDLM unsteady results are compared with Tau and experimental results.

TDLM:

If it is assumed that the flow is isentropic, irrotational, and velocity perturbations are small, the three-dimensional transonic small disturbance (TSD) potential equation is given by:

$$\left[1 - M_\infty^2 - M_\infty^2(\gamma + 1)\Phi_x\right]\Phi_{xx} + \Phi_{yy} + \Phi_{zz} - 2M_\infty^2\Phi_{xt} - M_\infty^2\Phi_{tt} = 0 \quad (1)$$

The nonlinearity of (1) prevents a separate solution of Φ , due to airfoil thickness, incidence and to oscillations. This means that airloads on sinusoidally oscillating airfoils also depend on airfoil thickness and incidence.

Formally, the nonlinearity of the unsteady flow field may be circumvented by assuming the unsteady effects to be vanishingly small disturbances of the steady flow around the airfoil in a given mean position.

When it is assumed that

$$\Phi = \Phi_0(x, y, z) + \phi(x, y, z)e^{i\omega t}, \quad |\phi| \ll \Phi_0 \quad (2)$$

eq. (1) can be split into two parts, one for the steady potential Φ_0 and one for the superimposed unsteady potential ϕ . For the potential Φ_0 , the resulting equation reads:

$$\left[1 - K\Phi_{0x}\right]\Phi_{0xx} + \Phi_{0yy} + \Phi_{0zz} = 0. \quad (3)$$

The equation governing the unsteady flow field becomes:

$$[1 - K\Phi_{0x}] \phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} - (2i\varepsilon + K\Phi_{0xx}) \phi_x + \omega^* \varepsilon \phi = 0 \quad (4)$$

The unsteady-flow eq. (4) is linear in ϕ . The equation, however, has nonconstant coefficients that depend on the mean steady flow field Φ_0 . This demonstrates that, in contrast with moderately subsonic and supersonic flow, the unsteady flow field in the transonic range can be no longer treated independently of the steady flow field. The steady flow velocity Φ_{0x} can be imported from any CFD computation instead of eq. (3). In the current work we use RANS computations, thus the effects of strong shocks and of viscosity are included.

Interpolation interface tau2Td1m is used for importing steady state velocity field values from unstructured grid in RANS code (Tau) to structured grid in TDLM. As processing of unstructured grid is very demanding task, interface is going only once through grid and separates nodes from unstructured grid into corresponding cell in structured grid. Also, the interface take care of nonequal wing shapes in Tau and TDLM grid, because in TDLM wing is represented by an infinitely thin plate while in Tau grid wing has definite thickness.

Results:

The results in Fig. 1 show relatively good agreement between Tau and TDLM results. From the results can be seen that there are discrepancies between the numerical results on one side and test results. This may be partly due to the fact, that the unsteady motion of the AMP wing in the test was not perfectly rigid, while the current version of Tau allows only for rigid wing oscillations. In a future work the simulations of TAU and TDLM should be repeated but with the elastic oscillation forms from the test (which is already possible in TDLM).

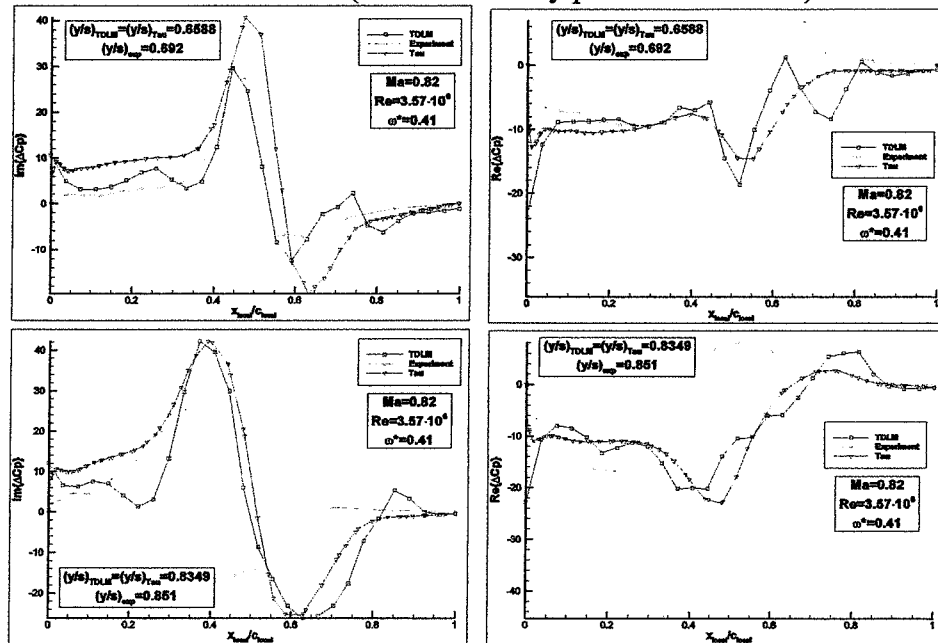


Figure 1: Comparison of unsteady pressure coefficients for experimental, Tau and TDLM results at two spanwise sections

Literatur:

- [1] Voss,R. and Lu,S.: TDLM - A Transonic Doublet Lattice Method for 3D Unsteady Flow Calculation; DLR-FB 92-25, 1993.
- [2] Voss,R. and Lu,S.: TDLM -A Transonic Doublet Lattice Mathod for 3D Potential Unsteady Transonic Flow Calculation and its Application to Transonic Flutter Prediction, International Forum on Aeroelasticity and structural Dynamics, Strassburg, 1993.
- [3] Tijdeman,H.: Investigations of the Transonic Flow Around Oscillating Airfoils, National Aerospace Laboratory NLR The Netherlands, Report NLR TR 77090 U
- [4] Zingel,H.,Jajes,U.,Vogel,S.: Aeroelastisches Modellprogramm - Windkanalversuche zur Unterstuetzung von Flatterrechnungen fuer moderne Verkehrsflugzeuge, Teil I: stationaere und instationaere Luftkraefte, Deutsche Airbus Bremen, 1991.

Datum: 07.10.2005.

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: Jens Nitzsche, Dr. Ralph Voß

Institution: DLR Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2375

Telefax:

e-mail: jens.nitzsche@dlr.de

Thema: Simulation des transsonischen Flatterns eines NLR7301-Profiles im Zeitbereich

Ausgangssituation: Im Transsonischen Windkanal Göttingen wurden Experimente an einem ungepfeilten, spannweitig in den Freiheitsgraden Schlag und Nicken elastisch gelagerten NLR7301-Profil durchgeführt. Vermessen wurden die Flattergrenze des Modells sowie oberhalb der Flattergrenze auftretenden Grenzzyklusschwingungen (LCO). [2,4] In [3] wurden dazu bereits Flatterrechnungen mit einem linearen Frequenzbereichsverfahren durchgeführt. Versuche mehrerer Autoren sich numerisch den beobachteten LCO-Amplituden des Testfalls MP77 zu nähern, lieferten bisher keine befriedigenden Ergebnisse. [1]

Ziel: Im Gegensatz zur Beschaffung instationärer, komplexer Luftkräfte durch erzwungene Schwingungen für eine anschließende eigenwertbasierte Stabilitätsanalyse soll in dieser Untersuchung die freie Bewegung des Profils direkt simuliert werden, um die aerodynamischen Nichtlinearitäten mit zu berücksichtigen. Durch Identifikation aerodynamisch angefachter bzw. gedämpfter Zustände im Parameterfeld Flutterindex-Machzahl soll zunächst die Flattergrenze iterativ ermittelt werden und das System im Anschluss auf stabile Grenzzyklen untersucht werden.

Lösungsweg: Das Profil wird klassisch als Starrkörper mit Translations- und Rotationsfreiheitsgrad durch linearisierte Bewegungsgleichungen modelliert und diese mittels eines semiexpliziten, bedingt stabilen Newmark-Differenzenverfahrens integriert. Die instationären Luftkräfte werden durch zeitgenaue Lösung der Euler- bzw. RANS-Gleichungen unter Freistrombedingungen mit Hilfe des TAU-Codes beschafft. Struktur- und Fluidberechnung sind durch ein CSS-Zeitschrittverfahren lose miteinander gekoppelt. [5]

Ergebnis: Beide Aerodynamik-Modelle geben das erwartete Minimum der Flattergrenze (Transonic Dip) im Bereich $0.72 < Ma < 0.74$ wieder. Instabil wird dabei die erste, schlagdominierte Eigenform. Die Euler-Rechnungen prognostizieren fälschlicherweise ein weiteres Stabilitätsminimum der zweiten, torsionsdominierten Eigenform bei $Ma = 0.85$, da die für $Ma > 0.76$ auftretende stoßinduzierte Strömungsablösung naturgemäß nicht abgebildet werden kann. Die Übereinstimmung mit dem Experiment ist tendenziell gegeben. (siehe Abb. 1) Die Abweichungen werden auf hier nicht berücksichtigte Windkanalwandeffekte zurückgeführt. Mit der RANS-Aerodynamik lassen sich oberhalb der Flattergrenze Grenzzyklusschwingungen simulieren. (siehe Abb. 2) Der nichtlineare, amplitudenbegrenzende Mechanismus ist dabei die stoßinduzierte Ablösung auf Profilober- und -unterseite, im Gegensatz zum Experiment, wo eine leichte Hinterkantenablösung als Amplitudenbegrenzer identifiziert wurde. Die simulierten Amplituden liegen daher ca. eine Größenordnung über dem Windkanalexperiment.

Literatur:

- [1] *Aeroelastische Stabilität im erweiterten transsonischen Flugbereich – Abschlussbericht AEROSTABIL.* DLR, 2004
- [2] Dietz, G. ; Schewe, G. ; Mai, H.: *Experiments on heave/pitch limit-cycle oscillations of a supercritical airfoil close to the transonic dip.* In: Journal of Fluids and Structures 19 (2004), S. 1-16
- [3] Hippe, C.: *Berechnung der Fluttergrenze eines transsonischen Tragflügelprofils mit instationären Luftkräften auf der Basis von RANS-Simulationen.* DLR, 2004 (DLR-IB 232-2004 J 04)
- [4] Schewe, G. ; Mai, H. ; Dietz, G.: *Nonlinear effects in transonic flutter with emphasis on manifestations of limit cycle oscillations.* In: Journal of Fluids and Structures 18 (2003), S. 3-22
- [5] Schulze, S.: *Numerische Simulation des Flatterverhaltens eines nichtlinearen 2D-Flügel-Ruder-Systems in subsonischer Strömung.* DLR, 1999 (DLR-FB-1999-23)

Datum: Oktober 2005

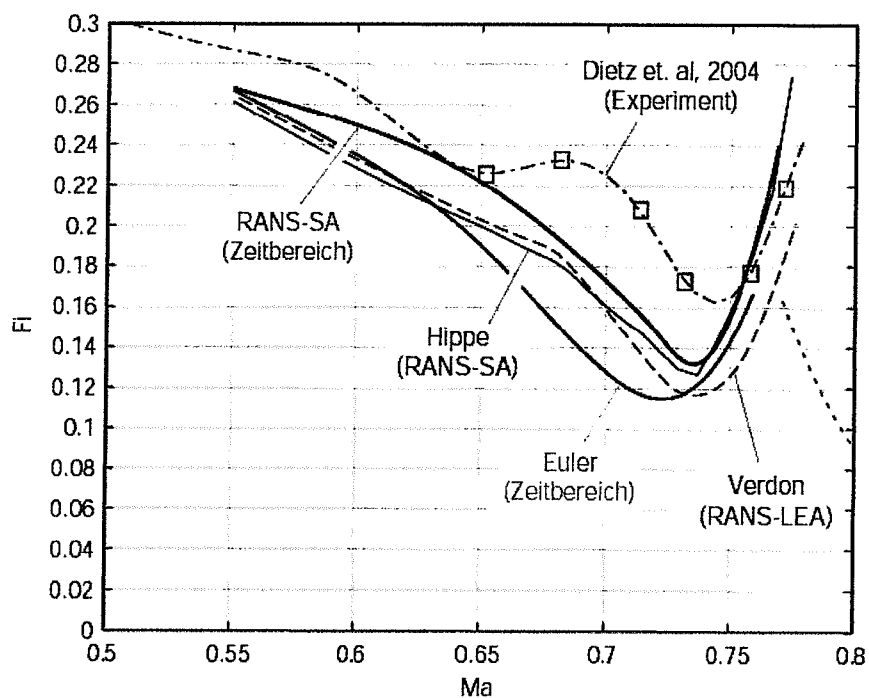


Abb. 1: Simulierte Fluttergrenzen im Vergleich zu Experiment und Frequenzbereichsresultaten

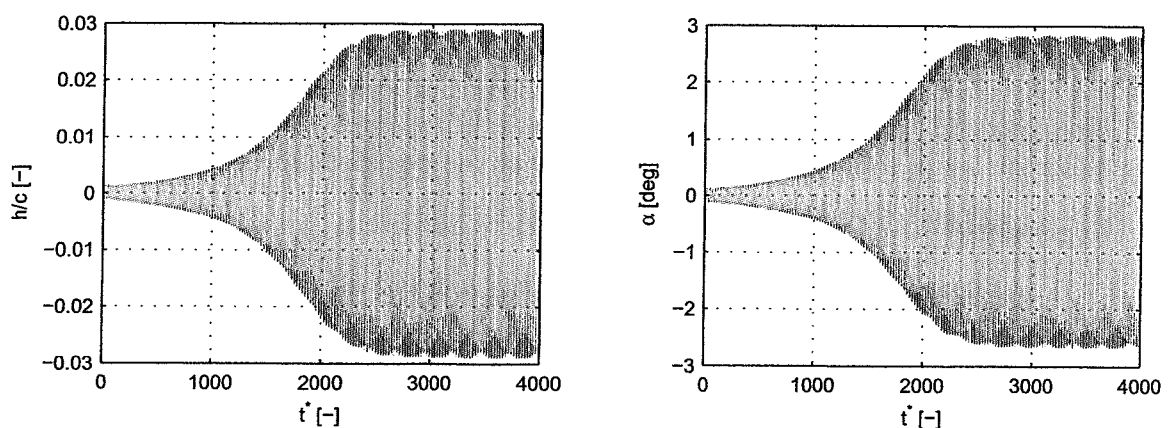


Abb. 2: Simulierte Grenzzyklusschwingungen

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Per Christian Steimle

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen
Tel.: 0241-809 55 71 christian@aia.rwth-aachen.de
Fax: 0241-809 22 57

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 401 der
Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: Experimentelle Untersuchung eines gepfeilten Tragflügels unter
Drehbewegungen in transsonischer Strömung

Ausgangssituation:

Im Rahmen des SFB 401 der DFG befasst sich das Teilprojekt B6 mit der experimentellen Untersuchung von aeroelastischem Instabilitätsverhalten an einem rückwärts gepfeilten Tragflügel mit BAC 3-11-Profil in transsonischer Strömung. Die Mechanismen für die Entstehung nichtlinearen Strömungsverhaltens können auf Oszillationen von Verdichtungsstößen und ihre Interaktion mit Grenzschichtablösungen zurückgeführt werden. Vor dem Hintergrund eines bisher eingeschränkten Verständnisses dieser Vorgänge werden Schwingungsversuche an einem Pfeilflügelmodell in transsonischer Strömung durchgeführt, deren erste Ergebnisse vorgestellt werden.

Ziel:

Die an aeroelastischen Instabilitäten wie Grenzyklusschwingungen beteiligten Freiheitsgrade der Flügelbewegung sollen in ihrer Wechselwirkung mit Verdichtungsstoß und Ablösung getrennt voneinander untersucht werden, um einerseits eine umfassende Analyse der Phänomenologie zu ermöglichen und andererseits eine experimentelle Datenbasis für numerische Vergleichsrechnungen zu schaffen.

Lösungsweg:

Im Trisonik-Windkanal des Aerodynamischen Instituts werden an einem starren Pfeilflügelmodell zunächst Drehbewegungen um eine zur Strömung senkrechte Achse mit definierter Frequenz und Amplitude aufgebracht und in transsonischer Strömung instationäre Druckverteilungen und aerodynamische Kräfte zeitgleich mit der Modellbewegung bestimmt.

Ergebnis:

Die untersuchte Drehbewegung führt zu einer ausgeprägten Wechselwirkung zwischen der Hinterkantenablösung und dem Verdichtungsstoß, durch die Druckoszillationen im Stoßbereich gedämpft werden. Die zeitlich gemittelte Lage der Ablöselinie ist dabei abhängig von der Schwingungsamplitude und lässt Rückschlüsse auf den Energieaustausch zwischen schwingender Tragflügelstruktur und Strömungsgrenzschicht zu.

Skizze/Diagramm/Bild:

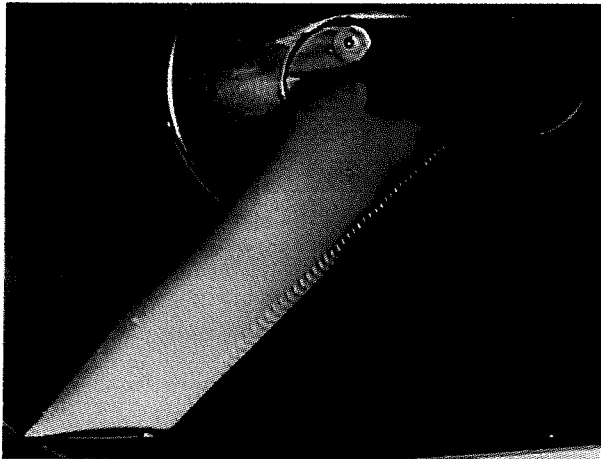


Abb. 1: Stoßinduzierte Hinterkantenablösung in stationärer Strömung bei $M_\infty = 0,84$, fixierte Transition bei $x/c = 0,05$

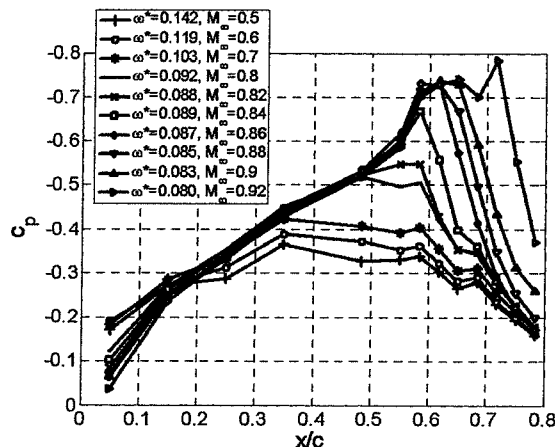


Abb. 2: Zeitlich gemittelte Druckverteilung entlang der Profiltiefe für die Flügeloberseite bei einer Schwingungsamplitude von $\alpha_1 = 0,7^\circ$ und Schwingungsfrequenz von $f_\alpha = 45$ Hz

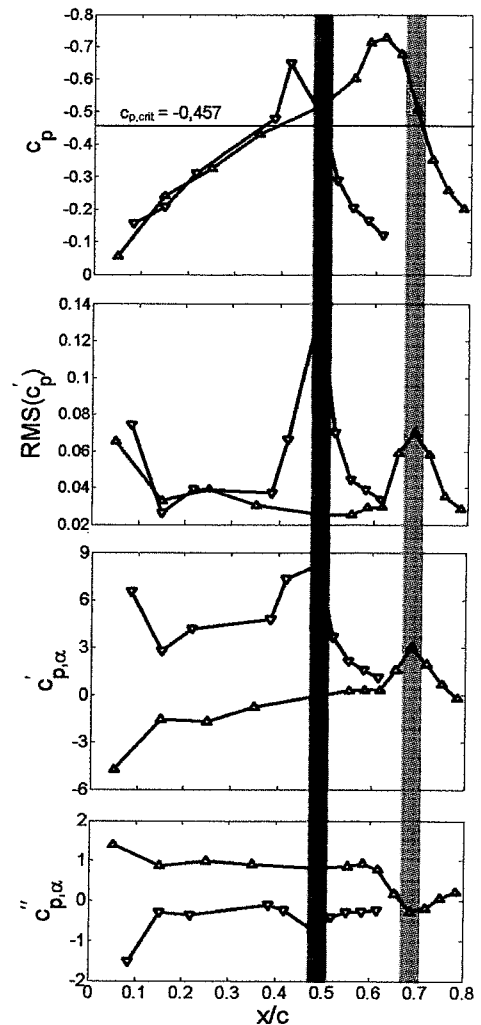


Abb. 3: Instationäre Druckverteilungen bei einer relativen Spannweite von $y/s = 0,286$, $\alpha_1 = 0,7^\circ$, $f_\alpha = 45$ Hz; $M_\infty = 0,88$, $Re = 1,93 \cdot 10^6$ für die Saugseite (Δ) und Druckseite (∇)

Literatur:

Steimle, P. C.; Schröder, W.; Limberg, W.; Althaus, W.: Unsteady pressure measurements on an oscillating swept wing in transonic flow. CEAS/AIAA/DGLR International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, München, 27. – 01. Juli 2005

Hillenherms, C.; Schröder, W.; Limberg, W.: Experimental investigation of a pitching airfoil in transonic flow. Aerospace Science and Technology No. 8, Elsevier, 2004

weiteres Vorgehen:

Neben der weiteren Analyse der mit den Drehschwingungen erzielten Ergebnisse wird die Untersuchung mit dem Schlagfreiheitsgrad fortgesetzt. Darüber hinaus wird das zeitliche Verhalten der Hinterkantenablösung mit einer Heißfilmfolie flächig aufgelöst.

Datum: 26.08.2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Babucke, Dr. M. Kloker, Prof. Dr. U. Rist,

Institution: Institut für Aerodynamik & Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/685-3429

Telefax: 0711/685-3438

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

weitere Partner: Dr. C. Airiau
Institut de Mechanique des Fluides de Toulouse

Thema: Numerische Untersuchungen zur Lärmentstehung in einer freien Scherschicht

Ausgangssituation:

Die Lärmentstehung am Flugzeug ist insbesondere während des Starts durch Triebwerkslärm dominiert. Aufgrund des hohen Rechenaufwandes lässt sich eine direkte numerische Simulation (DNS) jedoch nur für Jets mit kleinen Reynoldszahlen durchführen [1]. Deshalb werden die Untersuchungen an einer ebenen Unterschall-Scherschicht durchgeführt, die als Modell für den anfänglichen Bereich des Jets dient. Die Strömungsparameter orientieren sich dabei an denen von Colonius, Lele und Moin [2] mit den Machzahlen $Ma_1=0.5$ oberhalb bzw. $Ma_2=0.25$ unterhalb der Scherschicht, einer konstanten Freistromtemperatur und einer Reynoldszahl $Re=500$ bezogen auf die obere Geschwindigkeit und die Scherschichtdicke am Einströmrand.

Ziel:

Die direkte Berechnung von Strömung und Akustik soll Aufschluss über die Mechanismen der Schallenstehung in einer freien Scherschicht geben. Darauf aufbauend sollen Möglichkeiten zur Reduzierung des Schalls entwickelt werden.

Lösungsweg:

Für die Lösung der dreidimensionalen instationären Navier-Stokes Gleichungen verwenden wir unseren neu entwickelten DNS Code. Da der Schall um Größenordnungen geringer ist als die strömungsmechanischen Amplituden innerhalb der Scherschicht, ist besonders auf mögliche Reflexionen an den Rändern zu achten. Nicht reflektierende Randbedingungen nach Giles [3] sind für Einström- und Freistromränder implementiert. Am Einströmrand können Amplituden- und Phasenverläufe aus der linearen Stabilitätstheorie zur Störungseinleitung vorgegeben werden. Durch Kombination von Gitterstreckung und räumlicher Filterung am Ende des Integrationsgebietes werden Störungen immer schlechter aufgelöst und zunehmend dissipiert bevor sie den Ausströmrand erreichen [4]. Der Vergleich mit den zweidimensionalen Ergebnissen von Colonius et. al. [2] zeigte gute Übereinstimmung und rechtfertigt die Verwendung des Verfahrens für aeroakustische Berechnungen.

Ergebnis:

Für die dreidimensionale Rechnung wurde am Einströmrand zusätzlich eine spannweitig modulierte stationäre Störung mit einer Amplitude von 1% eingebracht wodurch schräglauende Wellen nichtlinear generiert werden. Im Gegensatz zum 2D Fall [4] brechen ab $x=200$ die Wirbel in kleine Strukturen auf, wie in Abb. 1 erkennbar ist. Durch das unterschiedliche Strömungsfeld ergibt sich auch eine unterschiedliche Schallabstrahlung, die durch die Dilatation (Divergenz der Geschwindigkeit) dargestellt werden kann.

Durch Vergleich der Abb. 2 und 3 sieht man, dass die im 2D Fall dominante Schallquelle bei $x=240$ im 3D Fall durch das Aufbrechen der großen Wirbel nahezu verschwindet. Betrachtet man weitere Frequenzen zeigt sich, dass anstelle der tonalen Schallquelle im 2D Fall breitbandiger Schall erzeugt wird, dessen Intensität allerdings um eine Größenordnung geringer ist als im 2D Fall.

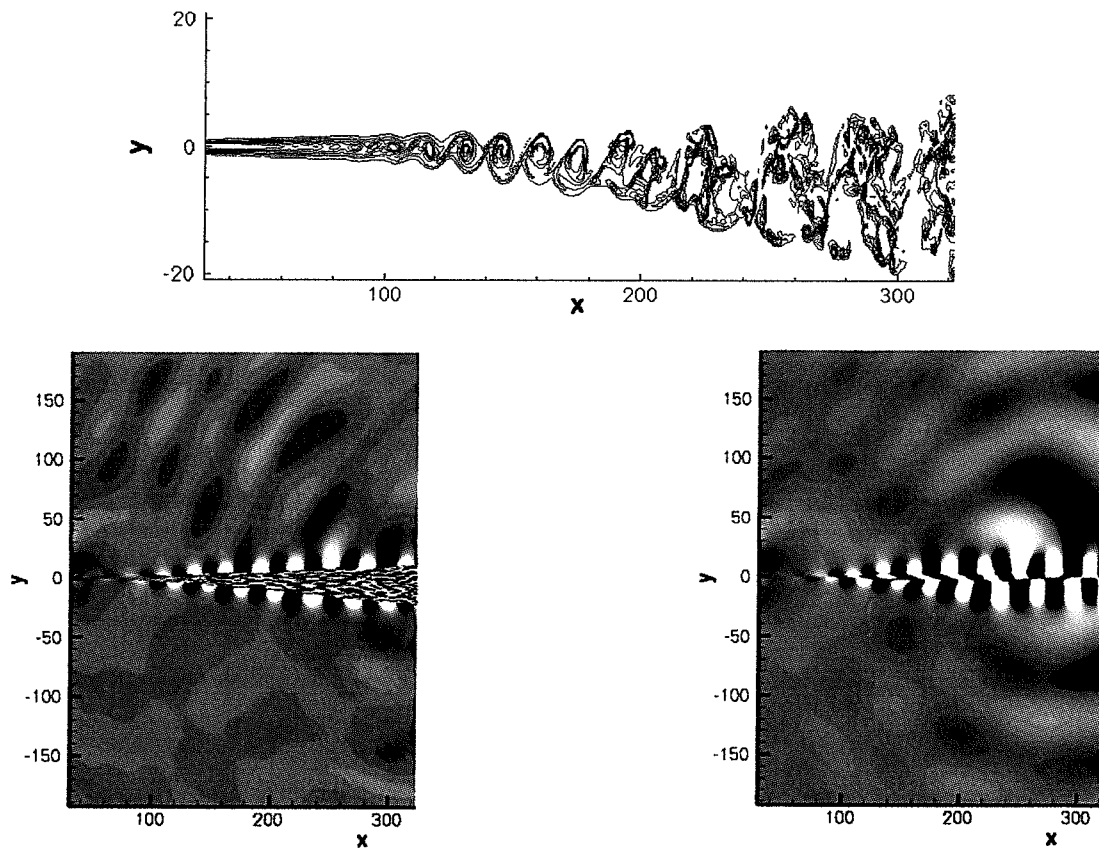


Abbildung 1: Momentanbild der spannweiten Wirbelstärke

Abbildung 2: Realteil der Fourier transformierten Dilatation ($1/4\omega_0$) für den 2D Fall

Abbildung 3: Realteil der Fourier transformierten Dilatation ($1/4\omega_0$) für den 3D Fall

Literatur:

- [1] J. B. Freund: *Noise sources in a low-Reynolds-number turbulent jet at Mach 0.9*, J. Fluid Mech. 438, pp. 277-305, 2001
- [2] T. Colonius, S. K. Lele, P. Moin: *Sound Generation in a Mixing Layer*, J. Fluid Mech. 330, pp. 375-409, 1997
- [3] M. B. Giles: *Nonreflecting boundary conditions for Euler Equation Calculations*, AIAA J. 28, pp. 2050-2058, 1990
- [4] T. Colonius, S. K. Lele, P. Moin: *Boundary Conditions for Direct Computation of aerodynamic Sound Generation*, AIAA J. 31, pp. 1574-1582, 1993

weiteres Vorgehen:

Die bisherigen Untersuchungen zeigen, dass bereits mit stationären Maßnahmen die Intensität der Schallquellen verringert werden kann. In Zukunft werden Untersuchungen mit längeren Gebieten und höherer spannweitischer Auflösung folgen. Desweiteren ist geplant das Düsenende in die Simulationen mit einzubeziehen um Aktuatoren physikalisch sinnvoll modellieren zu können.

Datum: 07.12.2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: K. Baysal, U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3422

Telefax: (0711) 685-3438

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

Thema: Untersuchungen zur Wirbeldetektion in Scherschichten

Ausgangssituation:

Entwicklungen in den Bereichen Messtechnik und Rechnerleistung erlauben Untersuchungen von Strömungen mit stetig feiner werdenden räumlichen und zeitlichen Auflösungen der zu untersuchenden Gebiete. Dadurch entstehen schon bei kleinen Gebieten sehr große Datenmengen. Die großen Datenmengen sind dabei nicht gleichbedeutend mit besserer Zugänglichkeit von Strömungsphänomenen für die Benutzer. Die großen Datenmengen können eher dazu führen, dass relevante Informationen verloren gehen können.

Ziel:

Entwicklung und Untersuchung von Algorithmen zur Strömungsanalyse, die darauf beruhen, Strömungsphänomene in dreidimensionalen und zeitabhängigen Daten zu identifizieren, zu quantifizieren und zu verfolgen. Damit können aus den großen Rohdatenmengen relevante Strömungsphänomene ausgefiltert werden. Durch die angestrebte Parametrisierung von Strömungsphänomenen, wie Wirbeln und Scherschichten, kann neben einer Datenreduktion auch eine bessere quantitative Beschreibung der Strömungsphänomene erreicht werden.

Lösungsweg:

Im ersten Schritt wurden Algorithmen aus der Literatur untersucht, die zur Identifikation von Wirbeln in Strömungsfeldern verwendet werden können. Diese Untersuchungen zeigten, dass die λ_2 -Methode von Jeong und Hussain [1] für die in dieser Arbeit relevanten dreidimensionalen und zeitabhängigen Strömungen in Scherschichten am besten geeignet ist. Mit dieser Methode war es möglich, aus Geschwindigkeitsfeldern kohärente Strukturen darzustellen (Bild 1). Die Identifikation von kohärenten Strukturen ist alleine für eine bessere Strömungsanalyse nicht ausreichend, dies wird im Bild 1 im Bereich mit großen x-Werten deutlich. Ein besseres Ergebnis würde sich ergeben, wenn einzelne Strukturen und Gruppen separiert betrachtet werden könnten. Um dies zu erreichen, wurden die Wirbel auf die Wirbelachsen reduziert (Bild 2). Dazu wird die aus den Untersuchungen gewonnene Erkenntnis, dass die lokalen Extrema für λ_2 wie für Druck und Wirbelstärke auf den Wirbelachsen liegen, ausgenutzt. Zur Ermittlung von Wirbelachsen aus λ_2 -Skalarfeldern wird ein Verfahren verwendet, bei der die Skalarfelder $\lambda_2(x,y,z)$ als Taylorreihe um einen beliebigen Punkt $\mathbf{x}_0$ dargestellt werden. Mit Umformungen dieser Gleichung kann gezeigt werden, dass ein lokales Minimum vorliegt, wenn zwei Eigenwerte der Hessematrix von λ_2 größer als Null sind. Man ermittelt über den Eigenvektor $\mathbf{e}_3$, der Senkrecht auf der $\mathbf{e}_1$ - $\mathbf{e}_2$ Ebene ($\mathbf{e}_1$ und $\mathbf{e}_2$ sind Eigenvektoren zu den Eigenwerten größer Null) steht, den nächsten Startpunkt. Ein ähnliches Verfahren wurde von Miura und Kida [2] zur Untersuchung von lokalen Minima von Drücken angewandt. Die Extraktion der Wirbelachsen ermöglicht die Separation in einzelne Wirbel, und somit die Möglichkeit, einzelne Strukturen räumlich und zeitlich zu untersuchen.

STAB

Ergebnis:

Als Ergebnis werden die Resultate präsentiert, die sich durch die Anwendung der Algorithmen auf die numerischen Untersuchungen von Daniel Meyer [3] ergeben.

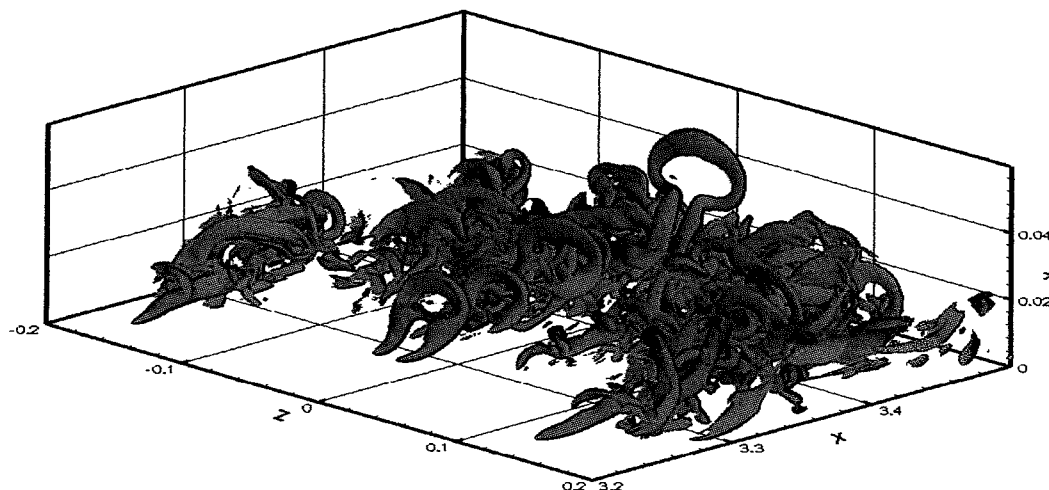


Bild 1: Wirbelidentifikation mittels λ_2 -Methode

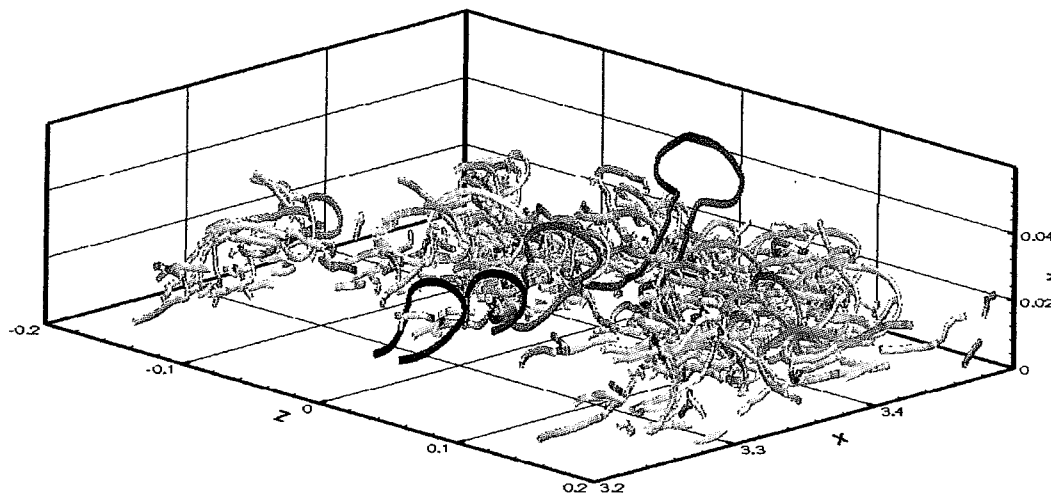


Bild 2: Aus den Wirbelachsen rekonstruierte Wirbel

Literatur:

- [1] J. Jeong, F. Hussain: On the identification of a vortex, J. Fluid Mech. 285, 69-94, 1995
- [2] H. Miura, S. Kida: Identification of tubular vortices in turbulence, J. Phys. Society Japan 66 (5), 1331-1334, 1996
- [3] D. Meyer: Direkte numerische Simulation nichtlinearer Transitionsmechanismen in der Strömungsgrenzschicht einer ebenen Platte, Dissertation, Universität Stuttgart, 2003

weiteres Vorgehen:

Weitere Untersuchungen zur Wirbelidentifikation und Untersuchungen zur Identifikation von Scherschichten und Reduzierung der Scherschichten auf Flächen. Zeitliche Verfolgung der Strukturen.

Mitteilungen

Projektgruppe/ Fachkreis	Magnetofluidynamische Zweiphasenströmungen/ Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. D. Gaudlitz, Prof. Dr. N. Adams	
Institution	Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München	
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching b. München	Telefon: 089-289-16180 Telefax: 089-289-16139 e-mail: Daniel.Gaudlitz@aer.mw.tum.de
weitere Partner	DFG Sonderforschungsbereich 609, TU Dresden	
Thema	Direkte numerische Simulation von MFD-Zweiphasenströmungen	
Leiter	Prof. Dr. N. Adams	
Ausgangssituation	Zweiphasenströmungen werden u.a. in Prozessen der Metallurgie und der chemischen Industrie angewendet. So nutzt man Gasblasen bei der Herstellung von Metallen für die Durchmischung oder Legierung von Schmelzen. Hierbei ermöglicht die Beeinflussung der Phasengrenze eine verbesserte Reaktionseffizienz und durch gezielte Steuerung der Blasenströmung kann der für Mischungsprozesse wichtige Turbulenzgrad der Schmelze optimiert werden.	
Ziel	Für eine Weiterentwicklung dieser Anwendungen ist eine genaue Kenntniss der grundsätzlichen Wirkmechanismen zwischen der aufsteigenden Gasblase und der umgebenden Flüssigkeit notwendig. Direkte numerische Simulationen liefern räumlich und zeitlich hoch aufgelöste Informationen des Strömungsfeldes. Hierdurch sollen Einblicke in diese Wechselwirkungen ermöglicht und eine Datenbasis für LES-Modellierungen von Blasenströmungen bereitgestellt werden.	
Lösungsweg	In diesem Projekt wird das Hybride Partikel-Level-Set-Verfahren (HPLS) [1] für die Behandlung der Phasengrenze verwendet. Diese Methode kombiniert die Level-Set-Methode, welche Phasengrenzen implizit als Nullniveau einer skalaren Gitterfunktion abbildet, mit dem Partikelverfahren, das Oberflächen explizit mit masselosen Marker-Partikeln verfolgt. Mit diesem Algorithmus soll eine verbesserte Massenerhaltung der einzelnen Phasen sowie eine hohe Effizienz für 3d-Rechnungen mit komplexen Grenzflächentopologien ermöglicht werden. Weiterhin wurden für die Simulation von inkompressiblen Zweiphasenströmungen die Navier-Stokes-Gleichungen durch Auftriebs- und Oberflächenspannungskräfte als zusätzliche Quellterme ergänzt.	

STAB

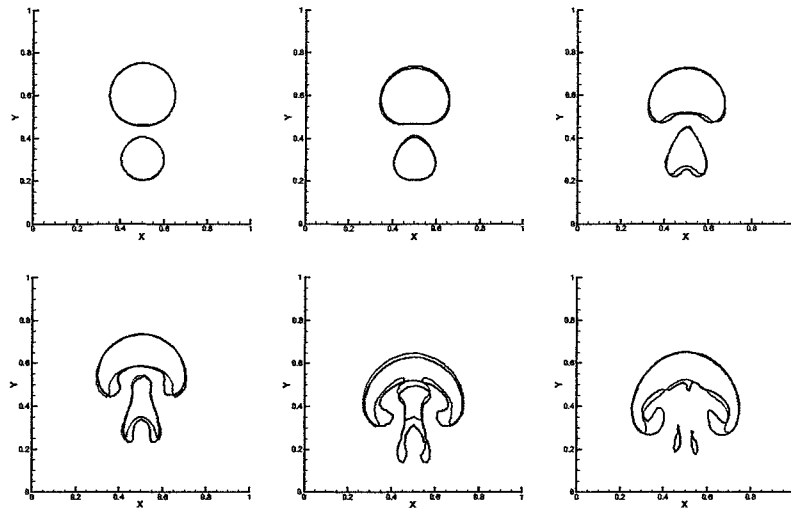


Bild 1: Blasenformen zu verschiedenen Zeitpunkten, (—) Level Set Lösung, (---)HPLS Lösung

Ergebnis

Nachdem die HPLS-Methode implementiert wurde haben Testrechnungen, wie beispielsweise Festkörperrotationen, vielversprechende Ergebnisse hinsichtlich Massenerhaltung und Effektivität des Verfahrens gezeigt [2]. In Bild 1 ist der Aufstieg zweier Gasblasen dargestellt. Die durch Blasendeformation entstehenden filigranen Strukturen werden mit der HPLS-Methode wesentlich besser als mit reinen Level-Set Ansätzen erhalten, was auf eine verbesserte Massenerhaltung hinweist. Weiterhin ergaben Simulationen von einzelnen aufsteigenden Blasen mit in der Literatur angegebenen Parameterkombinationen übereinstimmende Ergebnisse hinsichtlich der erreichten Blasenformen und Blasen-Reynoldszahlen.

Literatur

- [1] D. Enright, R. Fedkiw, J. Ferziger, I. Mitchell, A hybrid particle level set method for improved interface capturing, J. Comput. Phys. **183**, 83-116 (2002)
- [2] D. Gaudlitz, N. A. Adams, A Hybrid Particle Level Set Method for Two-Phase Flow, PAMM, Proc. Appl. Math. Mech. **4**, 506-507 (2004)

weiteres Vorgehen

Zunächst wird das erstellte Programm an ausgewählten Beispielen validiert und einzelne Komponenten, beispielsweise der Term der Oberflächenspannungskraft, optimiert. Weiterhin ist für die geplanten MHD-Simulationen die Lorentzkraft als Quellterm in die Navier-Stokes-Gleichungen einzuführen. Eine Parallelisierung, vorzugsweise mittels MPI, ist für die effiziente Durchführung von Direkten Numerischen Simulationen unerlässlich.

Die geplanten DNS untersuchen Argonblasen, welche in InGaSn, einem Flüssigmetall, aufsteigen und berücksichtigen den Einfluss von elektromagnetischen Kräften. Die Ähnlichkeitskennzahlen werden in Abstimmung mit einem experimentellen Teilprojekt des SFB 609 gewählt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Elektrofluidsysteme / Experimentelle Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Berkant Göksel² / Prof. Dr. Ing. hab. Ingo Rechenberg²
Dr. Ing. Christian Nayeri³ / Prof. Dr. Ing. Christian Oliver Paschereit³

Institution: ²Institut für Verfahrenstechnik, FG Bionik und Evolutionstechnik
³Institut für Strömungsmechanik, FG Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse: ²Technische Universität Berlin
Ackerstr. 71-76, Sekr. ACK1
D-13355 Berlin

Tel.: 030-314-72663 / 030-314-24660
Fax: 030-314-72019 / 030-314-21101

e-mail: berkant.goeksel@elektrofluidsysteme.de christian.nayeri@pi.tu-berlin.de
Internet: <http://www.elektrofluidsysteme.de> <http://max.pi.tu-berlin.de/>

Thema: Aktive Beeinflussung von Strömungsablösungen mit gepulsten Plasma-Aktuatoren

Ausgangssituation:

Laufende Studien am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin zeigen die hohe Wirksamkeit akustisch, periodischer Anregungen zur Ablösekontrolle und Auftriebserhöhung auf Klappenkonfigurationen [4]. In bisherigen Arbeiten am Institut für Verfahrenstechnik der TU Berlin wurde die quasistationäre, tangential Beschleunigung mittels Plasma-Aktuatoren zur Ablösekontrolle untersucht [1], [2], [3].

Ziel:

Das Ziel ist nun die Ablösekontrolle an Leitkanten und Klappenkonfigurationen durch gezielte, instationäre Anregung der Strömungsgrenzschicht mittels niederfrequent gepulster, ein- und mehrphasiger Plasma-Aktuatoren. Hierbei wird auch eine deutliche Leistungsersparnis gegenüber dem bisher untersuchten, quasistationärem Betrieb erwartet.

Lösungsweg:

Für den instationären Betrieb werden die gewöhnlich zur Ionisation der Luft mit 5-15 kHz arbeitenden Plasma-Aktuatoren mit geeigneten Anregefrequenzen von 10 - 500 Hz moduliert. Dabei wird je nach Bedarf der Duty Cycle im Bereich von 1 - 100% variiert (Bild 1 und 2). 100% Duty Cycle bedeutet quasistationärer Betrieb wie in früheren Untersuchungen [1]-[3].

Ergebnis:

Windkanalexperimente an Freistrahlskanälen des Fachgebiets Bionik und Evolutionstechnik zeigten eine vergleichbar gute Wirksamkeit der neuen Methode unter Nutzung ion-akustisch, gepulster Anregungen zur Ablöseverzögerung. Dabei werden die Plasma-Aktuatoren in Einzel- oder Arrayanordnung als dünne Folien auf den Flügel angebracht. Es bedarf keiner Einbauten wie im Fall rein akustischer Anregung. Es wurden Geschwindigkeitsbereiche von sogenannten Kleindrohnen (Micro Aerial Vehicles) untersucht, deren typische, maximale Fluggeschwindigkeit 25 mph (40 km/h bzw. 11 m/s) ist [5], [6]. Bild 3, 4 und 5 zeigen, dass die frühzeitige, laminare Ablösung in allen Fällen bis zu Anstellwinkeln von 25° und mehr verzögert werden. Es konnte selbst mit 1% duty cycle und einem effektiven Leistungsverbrauch von 0,9 W bei 50 cm Spannweite (1,8 W/m) die Ablösung verhindert werden. Dies bedeutet ein erster Durchbruch in der aktiven Strömungsbeeinflussung zur Anwendung auf Minidrohnen und anderen Bereichen niedriger Reynoldszahl wie im Niederdruckturbinenbau. Desweiteren werden am Fachgebiet Experimentelle Strömungstechnik der TU Berlin durchgeführte PIV-Messungen und Rauchvisualisierungen vorgestellt.

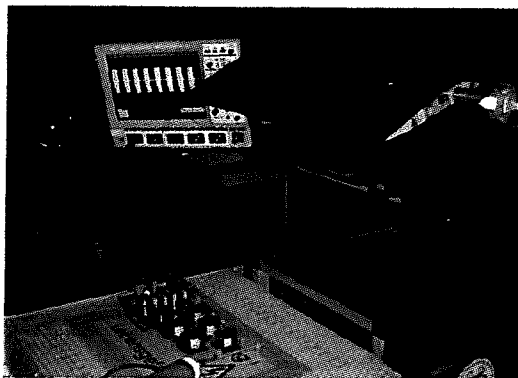


Bild 1: Flügel angeregt mit 40 Hz & 50% duty cycle.

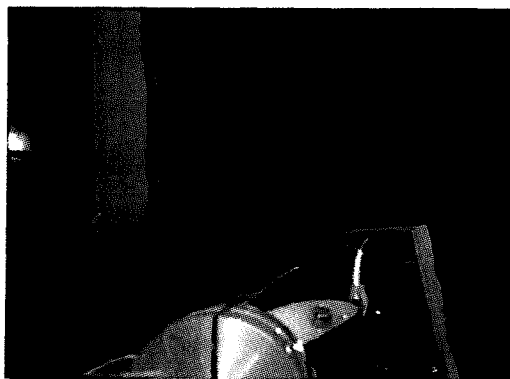


Bild 2: Gepulster Plasma-Aktuator im Betrieb.

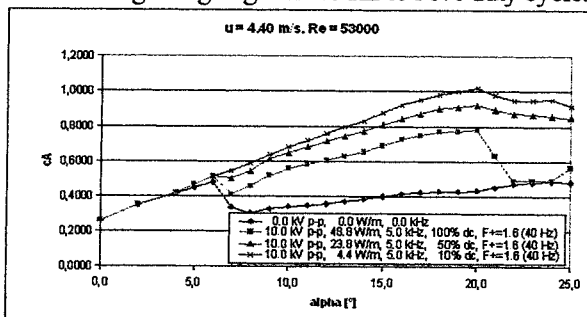


Bild 3: Auftriebspolare bei $Re = 53000$.

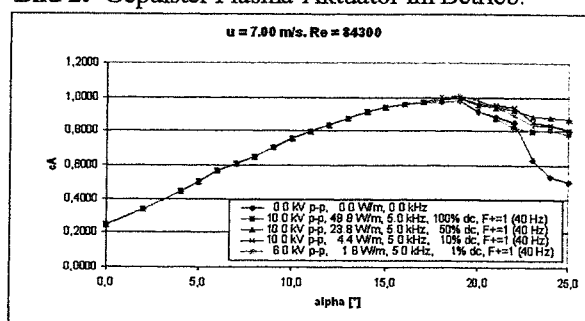


Bild 4: Auftriebspolare bei $Re = 84300$.

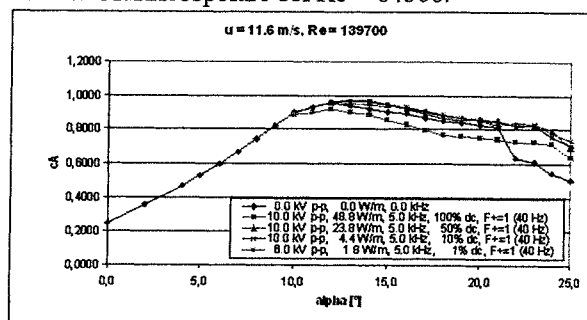


Bild 5: Auftriebspolare bei $Re = 139700$.

Literatur:

- [1] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Active Separation Flow Control Experiments in Weakly Ionized Air. Paper 086H, 10th EUROMECH European Turbulence Conference, Trondheim, Norwegen.
- [2] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Experimente zur elektroaerodynamischen Auftriebserzeugung mit einem ruhenden Zylinder. DGLR-2004-073, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004, Dresden.
- [3] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Active Flow Control by Surface Smooth Plasma Actuators. 14th DGLR Symposium of STAB, Bremen.
- [4] R. Petz, W. Nitsche (2004) Active Separation Control on a High-Lift Configuration by a Periodically Pulsating Jet. 24th ICAS, Yokohama, Japan.
- [5] B. Göksel, I. Rechenberg (2005) Experiments to Plasma Assisted Flow Control on Flying Wing Models. CEAS/KATnet Conference on Key Aerodynamic Technologies To Meet the Challenges of the European 2020 Vision, Bremen.
- [6] B. Göksel, I. Rechenberg, S. Grundmann, C. Tropea (2005) Plasma Actuators for Active Flow Control. DGLR-2005-210, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2005, Friedrichshafen, Germany.

weiteres Vorgehen:

Windkanalexperimente und Flugversuche mit gepulsten, polyphasigen Plasma-Aktuatoren zur instationären Strömungsbeeinflussung auf Klappenkonfigurationen von Segelflugzeugen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: S.Grundmann, 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: **Gepulste Plasma Aktuatoren zur aktiven Grenzschicht
Beeinflussung**

Ausgangssituation:

Die Beeinflussung von Strömungen mit Hilfe elektrischer Felder hat eine fast 300 Jahre lange Geschichte. Seit der Entwicklung von Plasmaaktuatoren ab dem Jahr 1996 (Abb. 1) besteht erstmals verbreitetes Interesse, elektrische Felder zur Strömungskontrolle und Beeinflussung einzusetzen. Viele Experimente mit den Aktuatoren demonstrieren die mannigfache Einsetzbarkeit. Die Vorteile des Plasmaaktuator sind im wesentlichen seine Robustheit, die einfache Integration und die sehr hohe Ansprechgeschwindigkeit. Es wurde in unterschiedlichen Experimenten gezeigt, dass er z.B. als schaltbarer Turbulator, zur Ablösekontrolle auf Profilen und Turbinenschaufeln oder zur Schub erzeugung verwendbar ist. Arbeiten zur Klärung der exakten Kopplung zwischen dem elektrischen Feld und der neutralen Luft haben noch zu keiner einstimmigen Meinung geführt.

Ziel:

Über die Demonstration der Einsetzbarkeit hinaus gibt es noch keine systematischen Untersuchungen zur Bestimmung der Einsatzgrenzen der Aktuatoren bezüglich der Reynoldszahl und des Druckgradienten. Ebenso ist die Frage bislang ungeklärt, in welchen Grenzen ein Aktuator wirken kann, ohne dabei eine laminare Grenzschicht zum Umschlag zu führen. Neueste Arbeiten am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik der TU Darmstadt zeigen, dass ein gepulst betriebener Plasmaaktuator bei kleinerem Energieaufwand einen größeren Effekt auf die Strömung erzielen kann. Das Ziel der Arbeiten am SLA ist, mit Hilfe von Grundlagenexperimenten die auftretenden Fragen zu klären und die Fähigkeiten des Plasmaaktuator umfassend zu untersuchen.

Lösungsweg:

Um die gesuchten Antworten geben zu können, wurden am SLA zunächst einige Voruntersuchungen durchgeführt. Die Umströmung eines an der Vorderkante mit einem Plasmaaktuator versehenen NACA 0014 Profils wurde im Eiffelkanal der TUD mit Hitzdraht Anemometrie vermessen (Abb. 2). Dabei wurde das Profil mit einem Anstellwinkel von 12,5 Grad angeströmt und eine Reynoldszahl von $Re=130.000$ eingestellt. In diesem Zustand ist die Strömung bereits an der Vorderkante abgerissen. Das Einschalten des Aktuator mit einer Spannung von $10kV_{ss}$ und einer Frequenz von 10kHz führte unmittelbar zum Wiederaanlegen der Strömung auf der Oberseite, was durch Geschwindigkeitsmessungen mit Hitzdraht bzw. durch Beobachtungen von Rauchvisualisierung festgestellt werden konnte. Beim gepulsten Betrieb des Aktuator wird zusätzlich die Modulationsfrequenz, sowie der Dutycycle des gepulsten Signals definiert. Die Modulationsfrequenz wird über die reduzierte Frequenz von $F^+ = f_M \cdot c / U_\infty = 1,4$ festgelegt. Der Dutycycle wird von 100% bis 1% reduziert.

Im zweiten Experiment wurde die von einem Plasmaaktuator erzeugte Strömung im gepulsten und im nicht gepulsten Betrieb mit PIV vermessen. Dazu wurde ein einzelner Aktuator in ei-

nem abgeschlossenem Raum ohne Anströmung in ruhiger Luft betrieben. Die Ergebnisse werden genutzt, um ein Modell, das die vom Aktuator erzeugte Volumenkraft im CFD-Programm Fluent nachbilden kann, zu kalibrieren.

Ergebnis:

Das Einschalten des Aktuators mit einem Dutycycle von DC=100%, d.h. ungelad, führt zum Wiederanlegen der Strömung auf dem Profil. Dasselbe Ergebnis konnte mit einem herkömmlichen Transitionsstreifen erreicht werden. Bei der Reduktion des Dutycycles bleibt der Effekt des Wiederanlegens erhalten. Selbst bei einem Dutycycle von DC=5%, teilweise auch 1%, lässt sich der Strömungsabriss ein- und ausschalten. Die CTA-Messungen zeigen, dass bei ausgeschaltetem Aktuator die Strömung vollständig abgerissen ist. Mit Aktuator wird der Abriss zunächst vollständig verhindert, aber unterhalb eines Dutycycles von ca. DC=30% legt sie sich erst nach einer Ablöseblase wieder an. Die Schwelle, bei der der Wechsel zur Strömung mit Ablöseblase geschieht, lässt sich durch die Wahl der Betriebsspannung zu anderen Dutycycles verschieben.

Bei den PIV-Messungen befand sich der Aktuator bei $x=0$. Die wandnächsten Messpunkte lagen bei $y=4\text{mm}$, weshalb bis $x=40\text{--}80\text{mm}$ der sehr dünne Wandstrahl nicht erfasst werden konnte. Die Messungen am nicht angeströmten Aktuator zeigen, dass die durch die Einführung des Pulsens eingebrachte Instationarität zu einer schnelleren Aufdickung des Strahls, bzw. zu einer schnelleren Vermischung mit der umgebenden Luft führt (Abb. 3). Diese weiter in y -Richtung reichende Wirkung im gepulsten Betrieb gibt erste Anhaltspunkte zum Verständnis der strömungsmechanischen Wirkung des gepulsten Aktuators.

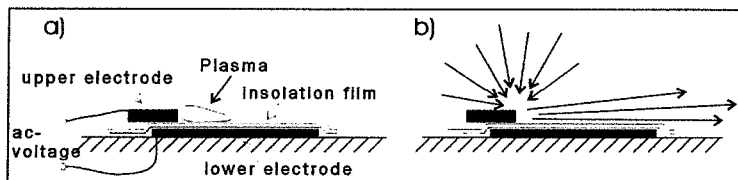


Abb. 1 a) Aufbau eines Plasmaaktuators, b) Induzierte Strömung

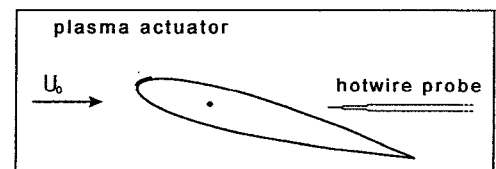


Abb. 2 Experiment mit dem NACA0014

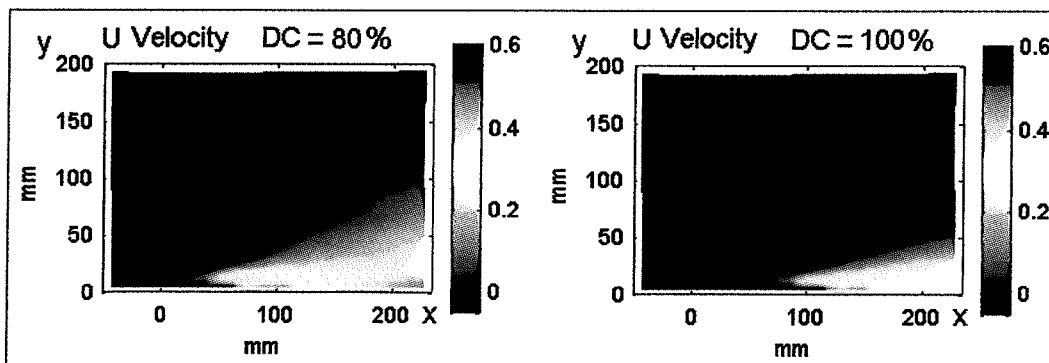


Abb. 3 PIV-Messungen ohne Anströmung mit DC=80% und DC=100%

Literatur:

- [1] Enloe, C. L., T. E. McLaughlin, R. D. Van Dyken, K. D. Kachner, E. J. Jumper, T. C. Corke (2004) Mechanism and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Plasma Morphology. AIAA Journal, Vol. 42, No. 3, pp. 589-594.
- [2] 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.
- [3] Goeksel, B., I. Rechenberg, S. Grundmann, C. Tropea (2005) Plasma Actuators for Active Flow Control. German Aerospace Congress 2005, Friedrichshafen, Germany

weiteres Vorgehen:

Es wird eine adaptive Messtrecke zur Erzeugung eines Druckgradienten auf einer ebenen Platte gebaut, in welcher die Grundlagenexperimente durchgeführt werden können.

Datum: 22.09.2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: T. Hubel, Prof. Dr. C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19, 64287 Darmstadt

Telefon: 06151/166202

Telefax: 06151/166246

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

weitere Partner: Prof. Radespiel, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Thema:

Untersuchungen zur instationären Aerodynamik an einem flügelschlagenden Vogelmodell.

Ausgangssituation:

In den letzten Jahren beschäftigen sich biologische und technische Arbeitsgruppen zunehmend mit dem Schlagflug. Dies liegt zum einen sicherlich an den Fortschritten in der Messtechnik, die es erlaubt den Tierflug näher zu beleuchten, zum anderen jedoch auch an der Entwicklung der Micro Air Vehicle (MAV), die sich einem für den Tierflug typischen Reynoldszahlenbereich bewegen und den Schlagflug als Antrieb nutzen können. Verglichen mit herkömmlichen Antriebskonzepten zeichnet sich der Schlagflug durch eine extrem hohe Manövrierfähigkeit aus, die besonders in unzugänglichem Gelände von Vorteil ist. Die Untersuchungen der natürlichen Vorbilder und auf ihnen basierender mechanischer Modelle haben in der letzten Zeit wichtige neue Erkenntnisse über auftriebssteigernde instationäre Mechanismen wie „Delayed Stall“, „Rotational Lift“ and „Wake Capture“ geliefert [1].

Ziel:

Im Rahmen dieses Projektes sollen die Erkenntnisse zur instationären Aerodynamik des Schlagfluges vertieft und ausgebaut werden. Es wird eine Empfindlichkeitsanalyse der Haupteinflussparameter für den widerstandsarmen Schlagflug mit Augenmerk auf den Parameterbereich $10^4 < Re < 2 \times 10^5$ und $0.1 < k < 0.3$ erstellt ($Re = U_\infty c/v$; $k = \pi f c / U_\infty$; $v = \text{kin. Viskosität}$, $f = \text{Schlagfrequenz}$, $c = \text{Flügelteufe}$, $U_\infty = \text{Anströmgeschwindigkeit}$). Zusätzlich sollen die Methoden der Messtechnik an die Anforderungen der instationären Messungen angepasst und die gewonnenen Erkenntnisse in die Biologie übertragen werden.

Lösungsweg:

Für die Untersuchungen steht ein mechanisches Schlagflugmodell zur Verfügung, das nach dem Vorbild einer Ringelgans gefertigt wurde. Ausschlaggebend für die Wahl der Ringelgans war, dass sie als Zugvogel optimal an den horizontalen Streckenflug angepasst und nach bisherigen Erkenntnissen [2] zum „Continuous vortex gait“, einer energetisch günstigen Gangart, befähigt ist. Die Messungen im Windkanal erfolgen unter Einsatz der Particle-Image-Velocimetry (PIV) als bildgebendes Messverfahren sowie der Verwendung einer 3-Komponentenwaage zur direkten Kraftmessung. Beide Messverfahren wurden an die Problematik der instationären Messungen angepasst und mit dem Bewegungsablauf des Modells synchronisiert. Bei den direkten Kraftmessungen werden Auftrieb, Widerstand und Nickmoment mit einer Messrate von 600 Messungen/sec zeitaufgelöst erfasst und anschließend alle Frequenzen über 10Hz mittels eines Butterworth Low Pass Filters eliminiert. Zur Erfassung der aerodynamischen Kräfte müssen die dynamischen Kräfte und die virtuelle Masse von den gemessenen Werten abgezogen werden. Diese werden ermittelt, indem das Modell bei der jeweiligen Parametereinstellung mit den Flügeln schlägt ohne dabei einer horizontalen Anströmung ausgesetzt zu sein. Anschließend wird über 10 Flügelschlagzyklen gemittelt. Bei der Strömungsvisualisierung werden die von der Hinterkante ablösenden Querwirbel, in einem parallel zur Strömung orientierten Untersuchungsgebiet betrachtet (Abb.1a). Ursache dieser

Wirbel sind die über den Flügelschlag hinweg auftretenden Zirkulationsänderungen, die eine Veränderung in der Auftriebserzeugung anzeigen. Des Weiteren wird der an der Flügelspitze auftretende Randwirbel, senkrecht zur Strömungsrichtung, visualisiert (Abb.1b). Die Berechnung der Zirkulation des Wirbels erfolgt anschließend nach dem Satz von Stokes durch Integration der Wirbelstärke über die Fläche des Wirbels. Von der Zirkulation des Randwirbels wiederum lassen sich Rückschlüsse auf den vom Flügel produzierten Auftrieb ziehen (Kutta-Joukowski). Die durch die Strömungsvisualisierung gewonnenen Ergebnisse lassen sich anschließend mit den Resultaten der direkten Kraftmessungen vergleichen.

Ergebnis:

Die Ergebnisse der Kraftmessungen weisen mit zunehmender reduzierter Frequenz den Einfluss instationärer Effekte auf. Die weit über dem für stationäre Messungen ermittelten kritischen Anstellwinkel liegenden hohen C_A -Werte sowie die aerodynamische Phasenverschiebung lassen sich auf den „Dynamic Stall“-Effekt zurückführen. Gleichzeitig kann aufgrund der durch den Flügelschlag induzierten lateralen Strömungskomponente davon ausgegangen werden, dass, ähnlich wie bei Insekten nachgewiesen, der Vorderkantenwirbel spiralförmig über der Spannweite verläuft, ähnlich der bei einem Deltaflügel entstehenden Struktur. Bislang konnte das Auftreten eines Vorderkantenwirbels am Vogelflügel nur bei stationären Messungen am stark gepfeilten Flügelmodell eines Mauerseglers nachgewiesen werden [3]. Die PIV-Messungen haben gezeigt, dass sich die Änderung des Auftriebs über dem Flügelschlag sehr gut aus der Zirkulation des Randwirbels berechnen lässt. Allerdings sind die Absolutwerte bislang nur aus dem Vergleich mit den Kraftmessungen und einem für die jeweilige reduzierte Frequenz angepassten Offset zu erhalten. Der Vergleich der aus der Visualisierung der Querwirbel ermittelten Zirkulationsänderung über dem Flügelschlag mit den Waagenmessungen erweist sich im Gegensatz zu den Vergleichen mit den Randwirbeln als weit problematischer, da die Zirkulationsverteilung über der Spannweite variiert. Gleichzeitig handelt es sich aufgrund der lateralen Geschwindigkeitskomponente und des Randwirbeleinflusses um eine komplexe 3-dimensionale Strömung.

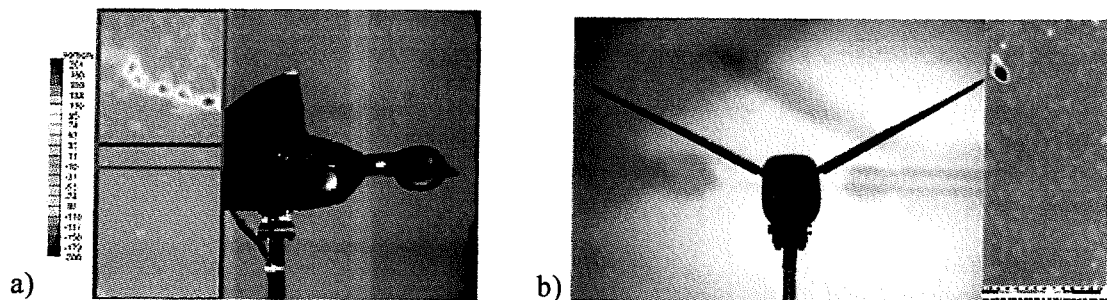


Abb. 1: Darstellung der aus den Querwirbel (a) und dem Randwirbel (b) berechneten Vorticity.

Literatur:

- [1] Dickinson M.H., Lehmann F.-O., and Sane S.P. 1999 Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. Science 284(5422),1954-1960.
- [2] Rayner, J. M. V. & Gordon, R. 1998 Visualization and modelling of the wakes of flying birds. In: Biona Report. 13, Motion Systems, ed. Blickhan, R., Wisser, A. & Nachtigall, W., pp. 165–173. Jena: Gustav Fischer Verlag.
- [3] Videler J.J., Stamhuis E.J., David G., Povel E. 2004 Leading-Edge Vortex Lifts Swifts, Science Dec. 10.

weiteres Vorgehen:

Zur weiteren Annäherung an die Flügelschlagkinematik im Vogelflug wird der schlagenden Flügelbewegung eine zusätzliche Drehbewegung überlagert. Des Weiteren wird ein Flügelpaar gefertigt werden, das die Schwenkbewegung zwischen Arm- und Handschwinge im Aufschlag ermöglicht. Der im Partnerinstitut in Braunschweig erstellte numerische Berechnungscode zur Transitionsvorhersage soll auf das Modell angewendet werden.

Datum: 20.09.05

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. B. Kniesner, Priv.-Doz. Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt, Germany

Adresse: Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-6553
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754

E-mail : b.kniesner@sla.tu-darmstadt.de
 s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de

Weitere Ansprechpartner: Prof. Dr. K. Hanjalic, Delft University of Technology

Thema: Convective Heat Transfer in wall-bounded flows computed using a hybrid RANS/LES Method

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 conventional RANS methods is a multiply increased effort, whose intensity is mainly determined by the need of resolving well the near wall region. At this point, the hybrid RANS/LES method comes into play. Its aim is to combine the advantages of both methods in order to provide a numerical procedure that is able to capture the unsteadiness of the flow at lower costs. Following this basic idea, there were several attempts of realizing this (Hanjalic, Temmerman, Davidson, Piomelli, Hamba), all facing the same (main) problem in the transitional region between LES and RANS, often called 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 at 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 exhibited. Several earlier investigations have shown, that it is possible to eliminate or at least reduce this bump by manipulating the flow around the interface between the RANS and LES domains in a certain way (e.g., blending functions for C_μ , stochastic backscatter, change of numerical scheme, forcing with DNS - fluctuations).

Ziel:

The work presented aims at the development of a hybrid RANS/LES model for convective heat transfer prediction accounting for the near-wall turbulence. The computational accuracy should be comparable to that of a conventional LES, but obtained at lower costs.

Lösungsweg:

At present, a low-Reynolds number k- ϵ model due to Chien (1982) is applied in the near-wall region. In the first step, the well-known subgrid-scale model due to Smagorinsky is used in the core flow. The model coupling is realized via the turbulent viscosity, representing an approach which enables the solution obtained by using one system of equations. Depending on the flow zone, the turbulent viscosity is either computed from the RANS formulation $\mu_t = \rho C_\mu f_\mu k^2 / \epsilon$ or from the Smagorinsky model

$\mu_t = \rho C_s \Delta^2 |S|$ where the Smagorinsky constant C_s takes the value of 0.1; Δ represents the filter width and S the strain rate. The interface values for k and ϵ representing actually the boundary conditions for the corresponding equations in the RANS region are obtained by estimating the subgrid-scale kinetic energy and dissipation. Such a procedure provides the continuity in k and ϵ profiles across the interface. Consequently, a fairly smooth transition of the turbulent viscosity is ensured. The decision whether the viscosity is to be computed by RANS or LES formulations depends on the position of the interface between the two domains. The interface can either be positioned at a fixed y^+ value or vary according to the control parameter which represents the ratio (fraction) of modelled to the total turbulent kinetic energy in the LES region, averaged over all grid cells at the interface belonging to the LES domain. As soon as this value exceeds about 20 % the interface is moved farther from the wall. The interface will be

moved towards the wall in the case of values below 20 %. The interface position resulted from such a procedure was $y^+ \approx 50$ in a fully-developed channel flow ($Re_\tau=640$). As the interface does not necessarily have to be a grid line nor to be at the fixed position during the computation, the boundary (interface) values for the RANS equations governing k and ε have to be provided in the whole domain. Accordingly, a subgrid-scale model based on the transport equations for k_{SGS} and/or ε_{SGS} would be more suitable. In the present work the one equation model for k_{SGS} proposed by Yoshizawa and Horiuti (1985) was adopted. The turbulent viscosity in the LES part of the flow domain is now determined by $\mu_t = \rho C_k \Delta k_{SGS}^{0.5}$. The subgrid-scale dissipation whose interface values served as boundary conditions for the k - ε RANS model, is determined according to the model by $\varepsilon_{SGS} = C_\varepsilon k_{SGS}^{1.5} / \Delta$. Here, $C_k=0.07$ and $C_\varepsilon=1.05$ are model constants. The results obtained were very similar, provided the interface was not positioned too close to the wall. The turbulent heat fluxes $\overline{u_i \theta}$ in the equation governing the temperature field were modelled by using the simple (isotropic) gradient diffusion hypothesis. 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 was applied for coupling the velocity and pressure fields. The convective transport of all variables was 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:

Some selected results concerning the temperature field in a fully-developed channel flow ($Re_\tau=640$, DNS: Abe et al., 2004, IJHFF) and in the flow over a backward facing step ($Re_H = U_c H / \nu = 28000$, Exp.: Vogel and Eaton, 5th TSF Symposium, 1985) are displayed in Figs. 1 and 2 respectively.

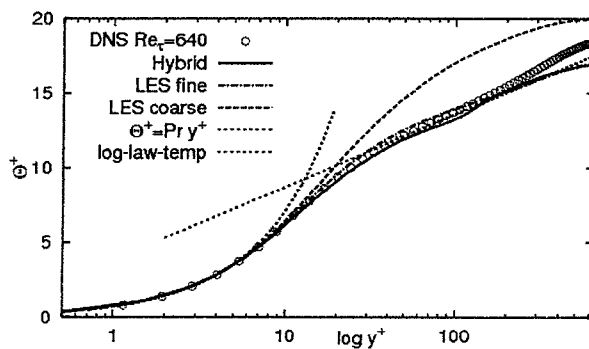


Figure 1 : Semi-log plot of the mean temperature in the channel flow at $Re_\tau=640$

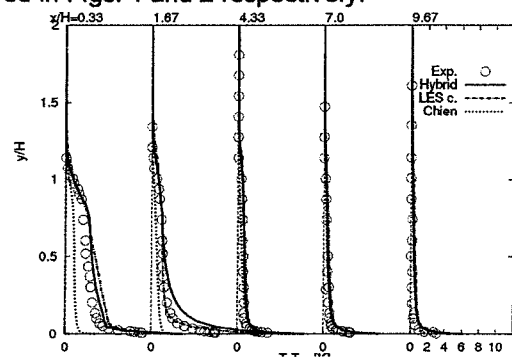


Figure 2 : Mean temperature profile evolution in the flow over backward facing

In the case of channel flow, the hybrid method performs significantly better than the LES on the same (coarse) grid. The result is even comparable to the fine LES, which was realized on a grid with around 32 times more grid points. Deviation occurs only in the channel center, where the velocity value obtained with the present hybrid method remains too low compared to the DNS and fine LES. This is due to the fairly small number of grid points in z -direction resulting from the coarsening. The bump (mismatch) at the profile in the region of interface (here $y^+ \approx 100$) has been significantly reduced by applying additional forcing at the interface, but remains visible. In the flow over a backward-facing step, the hybrid RANS/LES results are compared to the reference measurements as well as to the computational results obtained by LES on the same (coarse) grid and the Chien low-Re k - ε RANS model (steady). The interface was located at $y^+ \approx 250$. In the region of strongest heating (around the recirculation zone, close to the vertical wall) the advantage of LES and hybrid RANS/LES towards the k - ε model becomes obvious and appears even stronger when analysing the Stanton number evolution (not shown here). As already mentioned, some curious behaviour of the mean flow and turbulence quantities associated with the variable exchange across the interface is not longer visible in such a complex flow.

Weiteres Vorgehen:

The coupling with a eddy-viscosity, near-wall model based on the homogeneous dissipation concept and a four-equation, anisotropy-resolving, eddy-viscosity model based on the elliptic relaxation concept is in progress. The flow over a series of smoothly-counteracted, periodic hills, the flow over a 3D hill and the strongly-heated pipe flow exhibiting some laminarization phenomena due to strong viscosity increase are to be treated.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Sanjin, Šarić, M.Sc., Priv.-Doz. Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić,
Prof. Dr.-Ing. habil. C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt, Germany
Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754

E-mail : saric@sla.tu-darmstadt.de; s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de;
ctropea@sla.tu-darmstadt.de

Thema: LES of rotating and swirling flows pertinent to combustor configurations

Ausgangssituation:

The common practice when computing the combustor flows numerically is that the inlet cross-section of the solution domain typically coincides with the first available measurement location, usually being situated in the interior of the combustor. In that case the inlet plane crosses both the corner bubble and the large recirculation zone in the core flow. The measurement data commonly exhibit a certain scatter in this flow region and are often incomplete. Such a computational practice is especially unsuitable when specifying the dissipation rate of the kinetic energy of turbulence and the scalar profiles along the inlet boundary. Furthermore, the flow configuration is reduced to a pipe geometry, unlike the geometry of the sudden expansion being typical for a combustor. Hence, the influence of the flow expansion – adverse pressure gradient – cannot be accounted for. The flow structure in the annular section of the inlet system of a swirl combustor with respect to the Reynolds number and swirl intensity influence was recently investigated experimentally by Palm et al. [2]. Complementary to the experimental investigations, a computational study of the swirling flow in the concentric annulus was conducted. Prior to the annular flow configuration (Fig. 2), the flow in a plane channel with streamwise rotation (Fig. 1), representing the test case with relevance to the flows affected by swirl, was computed. Due to the rotation an intensive secondary motion in the spanwise direction is induced. The basic characteristic of this flow configuration is a counter-rotating vortex of a low intensity in the flow core.

Ziel:

The flow configurations featured by swirl (flow in a channel rotating around its streamwise axis and swirling flow in an annular region of the inlet section of a model combustor) are studied by means of Large Eddy Simulation - LES.

Lösungsweg:

1) Streamwise rotating plane channel flow

Different resolutions and computational domain sizes were investigated for the case with rotation number $Ro=10$ ($Re=180$). LES was performed with the Smagorinsky model (SM) and its dynamic variant adopting the computational domain $L_x \times L_y \times L_z = 2\pi H \times 2H \times \pi H$ (with H being the channel height) and $L_x \times L_y \times L_z = 4\pi H \times 2H \times 4\pi H/3$ (denoted by 'ext') and relatively coarse grid with $N_x \times N_y \times N_z = 48 \times 96 \times 48$ cells. Time step was selected to provide $CFL_{max}=0.23$.

2) 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. [2] ($Re=25000$ based on U_m and $R_o - R_i$). These computations assumed fully developed flow conditions, 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 [3] for generating the swirling inflow in 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 previous case, 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 Hanjalić and Jakirlić [4] were also performed.

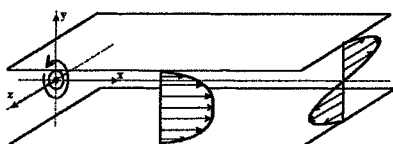


Figure 1: Streamwise rotating plane channel flow

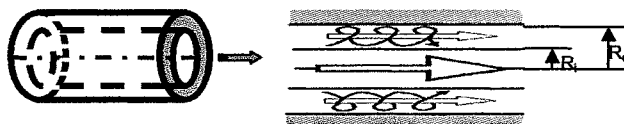


Figure 2: Swirling flow in a concentric annulus

Ergebnis:

Figs. 3a and 3b shows comparison of the predictions obtained by the dynamic Smagorinsky model with the reference computation employing the standard SM with $C_s=0.065$. Predictions of the mean spanwise velocity and uw shear stress indicate that even larger computational domain is necessary (longer integration time of computation, as well) to approach the reference DNS data ($L_x=8\pi H$, $L_z=2\pi H$) [1].

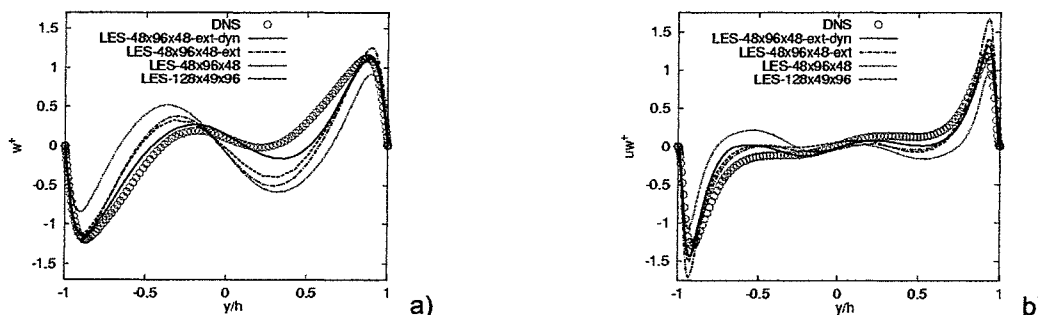


Figure 3: LES of the streamwise rotating channel flow: a) mean spanwise velocity and b) uw shear stress distribution

The computationally (RANS and LES) obtained swirling part of the flow in the concentric annulus (circumferential velocity and two additional shear stresses, Fig. 4a) 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 [3]), a desired U -velocity profile along with the improvement of the uv -stress predictions can be obtained as demonstrated in Figs. 4b and 4c.

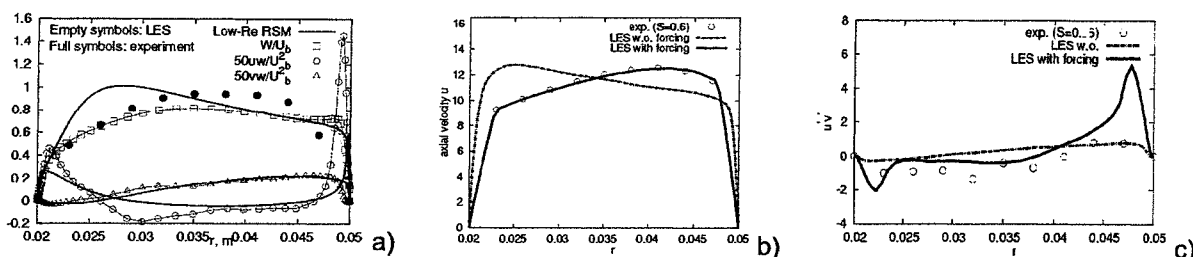


Figure 4: LES of the swirling flow in a concentric annulus: a) circumferential velocity and associated shear stress components, b) mean axial velocity and c) mean circumferential velocity

Weiteres Vorgehen:

LES of the swirling flow in the combustor flue is in progress. The three cases with swirl intensities $S=0$, 0.6 and 1.1 will be considered. Preliminary results indicate that some further investigations regarding the inflow conditions are necessary. It would be, e.g. possible to introduce similar forcing onto the streamwise stress component in order to get a better turbulence level at the inlet which is crucial for capturing the flow in the combustor flue.

References:

- [1] Oberlack, M., Cabot, W and Rogers, M. M. (1998): Group analysis, DNS and modeling of turbulent channel flow with streamwise rotations. Proceedings of the Summer Program 1998, Center for Turbulence Research, Stanford University, CA, USA, pp. 221-242
- [2] Palm, R., Grundmann, S., Šarić, S., Jakirlić, and Tropea, C. (2005): Experimental characterization and modelling of inflow conditions for a gas turbine swirl combustor. 6th Int. Symp. on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Sardinia, Italy, Mai 23-25
- [3] Pierce, C.D. and Moin, P. (1998): Method for Generating Equilibrium Swirling Inflow Conditions. AIAA Journal, 36(7), pp. 1325-1327
- [4] Hanjalić, K., and Jakirlić, S. (1998): Contribution towards the second-moment closure modelling of separating turbulent flows. Computers and Fluids, 27, pp. 137-156

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Large Eddy Simulation

Ansprechpartner: Master Engineer Nouri Alkishriwi

Institution: Aerodynamisches Institute, RWTH Aachen University

Adresse: Wüllner Straße 5 thr. 7

Telefon: (0241)8095435

Telefax: (0241)8092257

e-mail: N.Alkishriwi@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: M. Meinke , W. Schröder

Thema: Large-Eddy Simulations of Tundish Flows Using Preconditioning

Ausgangssituation:

Large-Eddy simulation (LES) has emerged as a viable and powerful tool to investigate the physics of unsteady compressible and incompressible turbulent flows. However, the LES of low Mach number flows based on compressible solvers has not been adequately discussed in the literature. At low Mach numbers the performance of LES codes developed for the conservation equations of compressible fluids deteriorates due to the presence of two different time scales associated with acoustic and convective waves. In the present work, an implicit time accurate dual time stepping scheme in conjunction with low Mach number preconditioning and multigrid acceleration technique is developed for large-eddy simulations problems. The method is validated by turbulent pipe flow at $Re_\tau = 1280$ [1], [2]. The data is compared with numerical and experimental findings from the literature. As an advanced case study, the preconditioned LES method is used to investigate the flow field in a continuous casting tundish.

Ziel:

For large eddy simulation of turbulent compressible flows including low Mach regions an efficient solution method is developed. The method is validated by several case studies. The method is applied to simulate a flow field in a continuous casting tundish.

Lösungsweg:

A large-eddy simulation method is presented using an implicit dual time stepping scheme combined with preconditioning [3] and multigrid to overcome the efficiency and accuracy drawbacks encountered when customary compressible LES methods are applied to low Mach number flows. In the dual time stepping approach, the solution at the next physical time step is determined as a steady state problem to which preconditioning is applied. A second-order 5-step Runge-Kutta method is used to propagate the solution from time level n to $n+1$. To accelerate the convergence in artificial time local time stepping and multigrid are used. The physical time derivative is discretized by a backward difference formula of second-order accuracy. The LES is carried out using a second-order accurate modified AUSM scheme, which possesses a centered 5-point low dissipation stencil to compute the pressure derivative in the convective fluxes [4]. The viscous stresses are approximated to second-order accuracy using central differences, i.e., the overall spatial approximation is second-order accurate.

Ergebnis:

To validate the efficiency and the accuracy of the method, large-eddy simulations of turbulent pipe flow at $Re_\tau = 1280$ based on the friction velocity u_τ is performed. Figure 1 shows an overall a convincing agreement for the mean velocity and turbulence intensity

shows the velocity field in the tundish at the center of the jet plane and $X/L = 0$. Figure 3 represents flow field structures in the middle of the tundish. The streamlines in these figures illustrate the vortex dominated flow in the tundish. It can be seen that the flow includes strong vortices and recirculation regions mainly in the inlet region of the tundish.

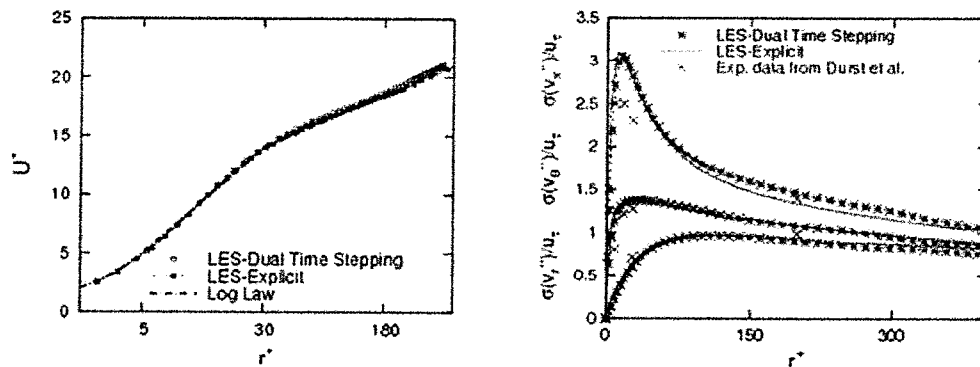


Fig. 1: Mean velocity distribution (left); turbulence intensity distribution (right) of pipe flow

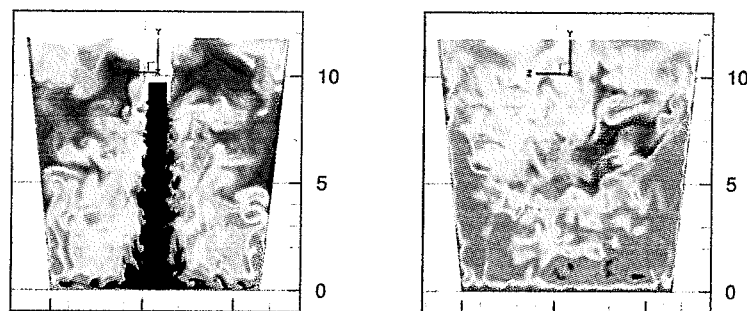


Fig. 2: Instantaneous entropy contours in the center plane of the jet (left) and at $X/L = 0$ (right)

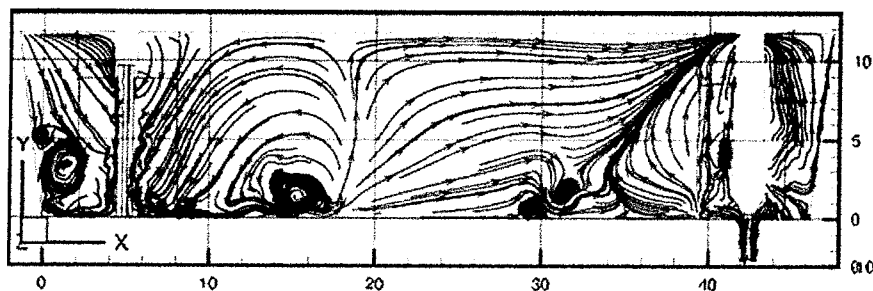


Fig. 3: Streamlines at the middle of the tundish

References

- [1] N. Alkishriwi, M. Meinke, W. Schröder. A Large-eddy simulation method for low Mach number flows using preconditioning and multigrid. *Computers and Fluids* (in press), 2005.
- [2] N. Alkishriwi, M. Meinke, W. Schröder. Preconditioned large-eddy simulations for Tundish flows. *Turbulence and shear Flow Phenomena 4 (TSFP-4)*, June 27-29, Williamsburg, Virginia, 2005.
- [3] E. Turkel. Preconditioning techniques in computational fluid dynamics. *Annual Review of Fluid Mechanics* 31:385-416, 1999.
- [4] M. Meinke, W. Schröder, E. Krause, and T. Rister. A comparison of second- and sixth-order methods for large-eddy simulations. *Computers and Fluids*, Vol. 31, pp. 695-718, 2002.
- [5] F. Durst, J. Jovanovic, J. Sender. LDA measurements in the near-wall region of a turbulent pipe flow. *J. Fluid Mech.*, 295:305-335, 1995.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Thanh Phong Bui

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7 Telefon: (0241)-80 94 820
52062 Aachen Telefax: (0241)-80 92 257
e-mail : p.bui@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: Forschergruppe „Verbrennungslärm“ DFG FOR 486

Thema: Akustische Störungsgleichungen (APE-RF) zur Berechnung von Lärm
bei reaktiven Strömungen

Ausgangssituation:

Verbrennungslärm bei offenen turbulenten Diffusionsflammen wurde bisher ausschließlich unter Verwendung einer modifizierten inhomogenen Wellengleichung [1] sowohl theoretisch als auch numerisch untersucht. Verbrennungsgeräusche bei offenen Flammen werden durch eine Vielzahl thermoakustischer Quellen verursacht. Beispielhaft können die instationäre Wärmefreisetzung, Wärme- und Stoffdiffusion sowie turbulente Strömungen als Quellen identifiziert werden [1]. Prinzipiell können quantitative Formulierungen der Quellen im Rahmen der Lighthill'schen akustischen Analogie gewonnen werden. Eine Untersuchung der Quelltermmechanismen mit Hilfe der Lighthill'schen akustischen Analogie im Rahmen eines hybriden Ansatzes erfordert jedoch einerseits einen hohen Rechenaufwand und verursacht andererseits ein großes Datenaufkommen zur Bestimmung der benötigten Quellterme. Zusätzlich enthält der Quellterm der inhomogenen Wellengleichung Anteile, die nicht als akustische Quellen aufgefasst werden können, sondern z.B. Beugungs- und Brechungseffekte innerhalb des Quelltermgebietes beschreiben, da der gewöhnliche lineare Wellenoperator ausschließlich Schallausbreitung in einer uniformen Grundströmung beschreiben kann.

Das homogene System der akustischen Störungsgleichungen (APE) [2] beschreibt jedoch die Schallausbreitung auch in nicht-uniformen Grundströmungen, sodass das benötigte Quelltermgebiet dadurch deutlich verringert werden kann, was sowohl eine Reduzierung der benötigten Rechenzeit zur Simulation der jeweiligen Strömung als auch eine Reduzierung des auszutauschenden Datenvolumens mit sich bringt.

Ziel:

Die „Acoustic perturbation equations for reacting flows“ (APE-RF) [3] sind eine Erweiterung des APE systems [2]. Sie wurden speziell entwickelt, um im reaktiven Fall die relevanten akustischen Quellterme zu identifizieren und das resultierende Schallfeld von offenen turbulenten Flammen zu untersuchen.

Lösungsweg:

Im Rahmen der DFG Forschergruppe „Verbrennungslärm“ wird am Aerodynamischen Institut der RWTH Aachen die Lärmabstrahlung von offenen Flammen numerisch untersucht.

Dabei wird das APE-RF system in einem hybriden Rahmen mit Large-Eddy Simulationen (LES) oder direkten numerischen Simulationen (DNS) verwendet. Im hybriden Ansatz wird die strömungsmechanische Lösung separat vom akustischen Feld berechnet, um die unterschiedlichen Längenskalen in der Gitterauflösung berücksichtigen zu können. Die instationären Quellterminformationen werden auf dem CFD Gitter ausgewertet und anschließend auf das Akustikgitter interpoliert. Bei der numerischen Lösung des APE Systems wird das DRP- Schema [4] zur räumlichen Diskretisierung und das LDDRK [5] Verfahren zur Zeitintegration verwendet. Zur Vermeidung unphysikalischer numerischer Reflektionen an den Rändern des Rechengebietes, werden nicht-reflektierende Randbedingungen wie z.B. die „Radiation Boundary Condition“ benutzt [4].

Ergebnis:

Als dominanter Quellterm wird die substantielle Zeitableitung der Dichte verwendet, skaliert mit dem Quotienten aus zeitlich gemittelter Dichte und der Dichte selbst und dem Quadrat der zeitlich gemittelten Schallgeschwindigkeit. Dieser Quellterm (Abb. 1) wird in die rechte Seite der Druck-Dichte Beziehung des APE-RF Systems eingesetzt. Abbildung 2 zeigt eine Momentaufnahme des resultierenden Stördrucks im Rechengebiet. Der Vergleich der radialen Intensität mit experimentellen Ergebnissen (Abb. 3) zeigt eine gute Übereinstimmung.

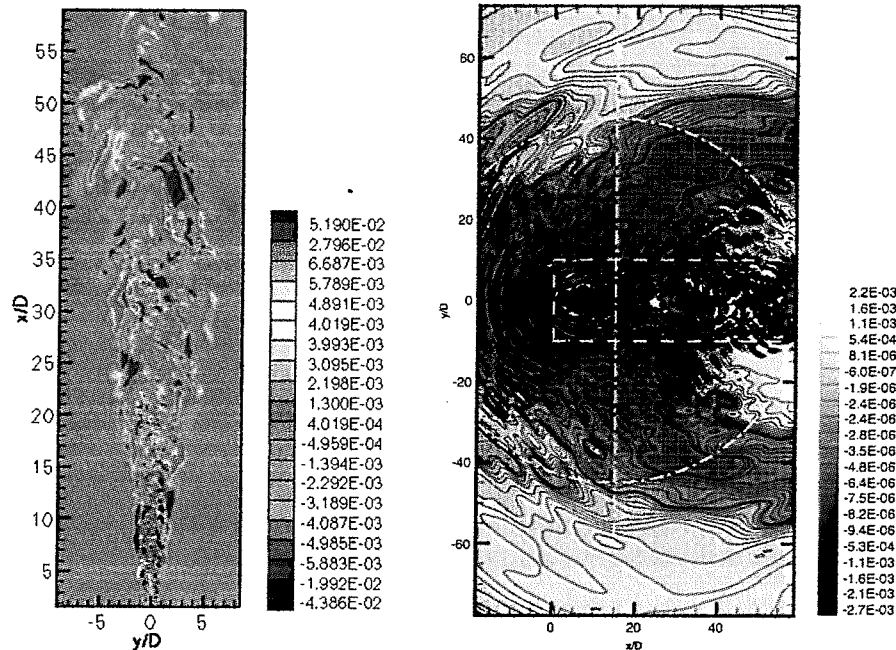


Abb. 1: Dominanter Quellterm [-] der Druck-Dichte Beziehung

Abb. 2: 2D Schnitt bei ($z/D = 0$) des dimensionslosen akustischen Stördrucks für $t=800$

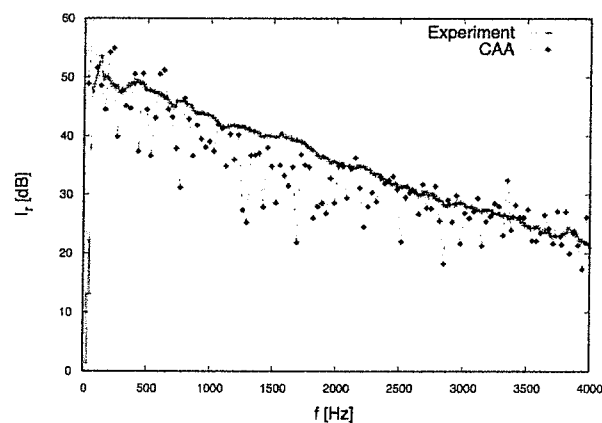


Abb. 3: Vergleich der radialen Intensität mit experimentellen Daten bei ($x/D, y/D, z/D$) = (62.5, 15, 0)

Literatur:

- [1] D.G. Crighton, A.P. Dowling, J.E. Ffowcs Williams, M. Heckl and F.G. Leppington, Modern Methods in Analytical Acoustics, Springer Verlag 1996
- [2] R. Ewert, W. Schröder, Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering. J. Comp. Phys. 188 (2003) 365-398
- [3] T.Ph. Bui, M. Meinke, W. Schröder, F. Flemming, A. Sadiki, J. Janicka, A Hybrid Method for Combustion Noise Based on LES and APE, AIAA Paper 2005-3014, CA, May 2005
- [4] C. K.W. Tam and J. C. Webb, Dispersion-Relation-Preserving Finite Difference Schemes for Computational Acoustics, J. Comp. Physics 107, 262-181 (1993)
- [5] F.Q. Hu, M.Y. Hussaini, and J.L. Manthey, Low-Dissipation and Low-Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Acoustics, J. Comp. Physics 124, 2, 177-191 (1996)

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: CIRA, FOI, IBK, INTA, ONERA

Thema: Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen mit dem SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell

Ausgangssituation:

Hochauftriebsströmungen stellen aufgrund einer Vielzahl gleichzeitig auftretender Strömungsphänomene eine Herausforderung für die numerische Simulation dar. Dabei beeinflusst u.a. die Turbulenzmodellierung die Vorhersage des Maximalauftriebs sowie des Anstellwinkels, bei dem dieser auftritt.

Bislang kommen bei der Berechnung solcher Strömungen vor allem sog. Wirbelviskositätsmodelle auf der Basis der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) zum Einsatz. Dabei werden die turbulenten Spannungen parallel zu den viskosen Spannungen eines Newtonschen Fluides angenommen, was aber in komplexen Strömungen in der Regel nicht gegeben ist. Dies erklärt auch die relativ großen Abweichungen zwischen Simulation und Experiment im Bereich des Maximalauftriebs. In den EU-Projekten EUROLIFT und HiAer wurden daher nichtlineare Erweiterungen dieses Ansatzes, sog. Explizite Algebraische Reynolds-Spannungsmodelle (EARSM) untersucht, die jedoch keine erkennbare Verbesserung bei der Simulation von Hochauftriebsströmungen zeigten.

Die genauesten Turbulenzmodelle im Rahmen des RANS-Ansatzes stellen sog. differentielle Reynolds-Spannungsmodelle dar, bei denen für jede einzelne Komponente des turbulenten Spannungstensors eine eigene Differentialgleichung zu lösen ist, sowie eine weitere Differentialgleichung für ein turbulentes Längenmaß. Dieser Ansatz gilt als numerisch schwierig zu handhaben, doch wurde im EU-Projekt FLOMANIA gezeigt, dass differentielle Reynolds-Spannungsmodelle sehr wohl mit akzeptablem Aufwand zur Berechnung aerodynamischer Probleme verwendet werden können.

Ziel:

Auf der Basis der Modellentwicklung und –implementierung im EU-Projekt FLOMANIA soll im EU-Projekt EUROLIFT-II das Potential differentieller Reynolds-Spannungsmodelle für die Simulation von Hochauftriebsströmungen untersucht werden. An dieser Aufgabe beteiligt sich das DLR mit dem im FLOWer-Code implementierten SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell.

Lösungsweg:

Im Rahmen des EU-Projekts FLOMANIA wurde das SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell entwickelt [1], welches das Modell von Speziale-Sarkar-Gatski (SSG) [2] im Fernfeld mit dem Modell von Launder-Reece-Rodi (LRR) ohne Wandreflexionsterm [3] in Körpernähe kombiniert und die Baseline- ω -Gleichung von Menter [4] zur Bestimmung des turbulenten Längenmaßes verwendet. Dieses Modell wurde im EU-Projekt EUROLIFT-II mit dem DLR-Code FLOWer auf zwei- und dreidimensionale Hochauftriebskonfigurationen angewendet.

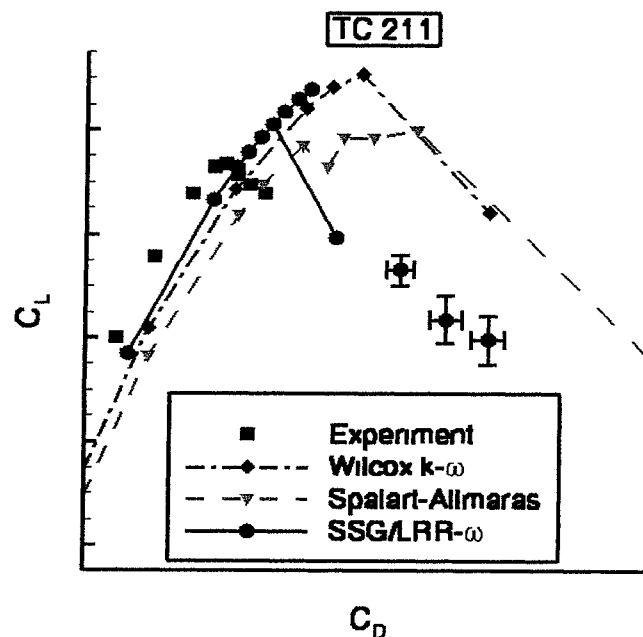
STAB

Ergebnis:

Es wurden Rechnungen für das A-310-Profil in Landstellung durchgeführt. Dabei zeigten sich Einflüsse der Auflösung des wandnahen Bereichs sowie der Netzglattheit auf die Beiwerte. Außerdem ergab sich ein Einfluss der Transitionslage auf den Auftriebszusammenbruch. Ein Vergleich der Ergebnisse verschiedener Turbulenzmodelle zeigte nur geringe Unterschiede zwischen den berechneten Druckverteilungen. Allerdings liefert das SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell die beste Übereinstimmung mit der experimentellen Kraftpolare.

Bei der Berechnung der DLR-F11-Konfiguration gab es auf dem in EUROLIFT bereitgestellten relativ groben Netz mit dem SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell erhebliche Konvergenzschwierigkeiten. Diese wurden durch Verwendung glatter, überlappender Netze um die einzelnen Komponenten, eingebettet in ein kartesisches Hintergrundnetz mit hängenden Knoten, und Anwendung der Chimera-Technik überwunden. Verglichen mit dem Spalart-Allmaras- und dem Wilcox-k- ω -Modell liefert das SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell in besserer Übereinstimmung mit dem Experiment einen geringeren Maximalauftrieb und den Auftriebszusammenbruch bei einem kleineren Anstellwinkel. Außerdem wurde mit dem SSG/LRR- ω -Modell im Bereich hoher Anstellwinkel eine deutliche Hysterese des Auftriebsbeiwertes festgestellt, deren unterer Zweig noch näher am Experiment zu liegen scheint.

Insgesamt ist zu bemerken, dass bei den Berechnungen mit dem SSG/LRR- ω -Modell keine gesteigerten numerischen Probleme auftraten.



Verbesserte Vorhersage der Polare im Bereich des Maximalauftriebs für die DLR-F11-Konfiguration

Literatur:

1. Eisfeld, B., Brodersen, O., Advances Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration, *AIAA-Paper 2005-4727*
2. Speziale, C.G., Sarkar, S., Gatski, T.B., Modeling the Pressure-Strain Correlation of Turbulence, *Journal of Fluid Mechanics* **227** (1991) 245-272
3. Wilcox, D.C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries La Cañada, 2nd Ed. 1998
4. Menter, F.R., Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, *AIAA Journal* **32** (1994) 1598-1605

weiteres Vorgehen:

Das SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell wird zur Zeit in den unstrukturierten TAU-Code des DLR zu implementiert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stephan Enk

Institution: DLR/Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2178

Telefax:

e-mail : stephan.enk@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES

Ausgangssituation:

Der DLR FLOWer – Code soll auf LES Anwendungen für Profile im Hochauftrieb erweitert werden. In der Literatur [1] sind sehr unterschiedliche Aussagen über die verwendeten numerischen Verfahren zu finden und welche Ordnung das Verfahren haben soll.

Ziel:

Es sollen ein Verfahren höherer Ordnung und geeignete Feinstrukturmodelle in FLOWer implementiert werden. Das Verfahren muß auf krummlinigen und blockstrukturierten Netzen funktionieren.

Lösungsweg:

Zuerst wird ein kompaktes finite Differenzenverfahren 4. Ordnung [2] für Navier Stokes Gleichungen auf krummlinigen Netzen implementiert. Es wird ein finite Differenzenverfahren gewählt, weil bei finite Volumenverfahren die Integration der Flüsse mit höherer Ordnung aufwendig ist. Zur Stabilisierung werden die konservativen Variablen nach jeder Iteration mit einem Filter 8. Ordnung gefiltert [3].

Für LES-Rechnungen werden noch folgende Feinstrukturmodelle implementiert:

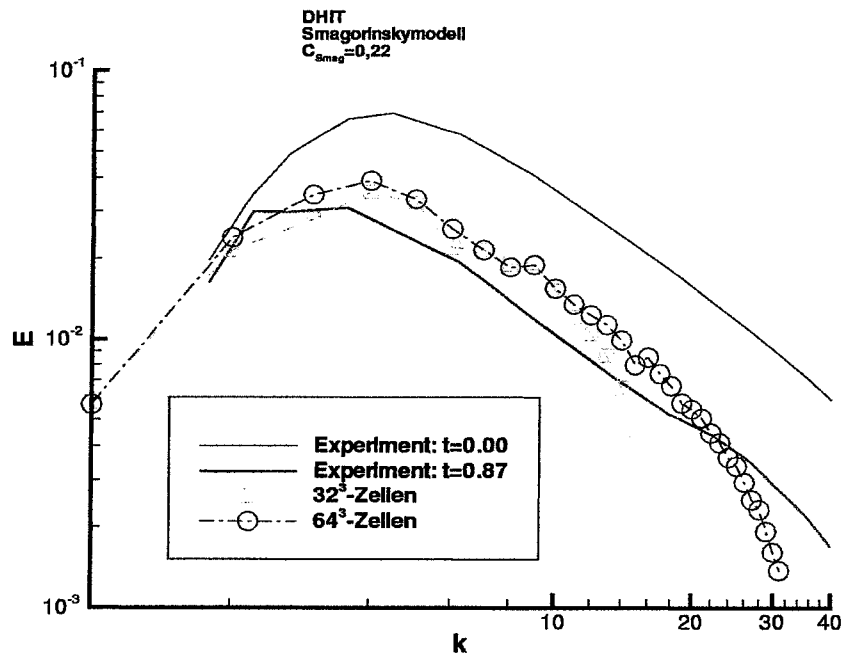
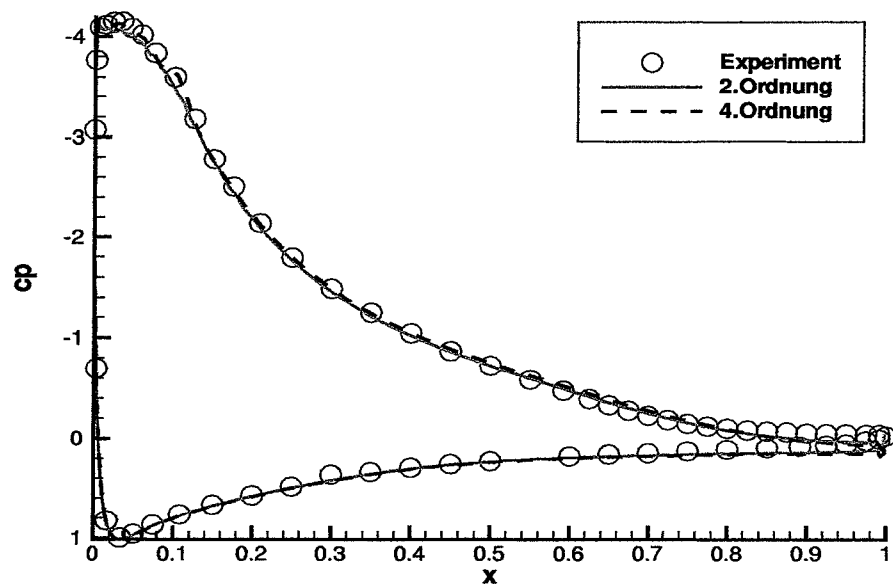
- Smagorinskymodell
- dynamisches Smagorinskymodell
- selective mixed scale model

Ergebnis:

In der 1. Abbildung ist für ein Onera A-Profil die Druckverteilung der Experimente, eines Verfahrens 2. Ordnung und des Verfahrens 4. Ordnung gezeigt. Die Anströmbedingungen sind $Ma=0,15$, $\alpha=13,3^\circ$ und $Re = 2,1$ Millionen. Als Turbulenzmodell wird jeweils das Spalart-Almaras Modell verwendet. Das Verfahren 4. Ordnung zeigt im Bereich der Saugspitze eine bessere Übereinstimmung mit den Experimenten als das Verfahren 2. Ordnung. Im Bereich der Hinterkante sind die Unterschiede zwischen den numerischen Verfahren gering.

Im zweiten Bild ist für den Zerfall isotroper Turbulenz die LES Ergebnisse des Verfahrens 4. Ordnung für Netze mit 32^3 und 64^3 Zellen gezeigt.

Im zweiten Bild wird das Ergebnis von LES-Rechnungen für den Zerfall isotroper Turbulenz gezeigt. Die Netze besitzen 32^3 und 64^3 Zellen. Als Feinstrukturmodell wird ein Smagorinskymodell verwendet. Das Spektrum fällt mitsteigender Punktzahl später ab. Im Bereich niedriger Frequenzen ($k>4$) ist die Übereinstimmung zwischen 32^3 und 64^3 Zellen gut.



- Literatur:** [1] M. Breuer; Direkte numerische Simulation und Large-Eddy Simulation turbulenter Strömungen auf Höchstleistungsrechnern; Shaker Verlag 2002
 [2] S. Lele; Compact finite difference schemes with spectral like resolution; Journal of Computational Physics; Vol 103;pp.16-42; 1992
 [3] D. Gaitonde, R. Visbal; Pade-type high order boundary filters for Navier-Stokes equations; AIAA Journal; Vol 38(11);pp.2103-2112; 2000

weiteres Vorgehen:

Weitere Testfälle für LES sollen gerechnet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen /Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing Ralf Heinrich, Dipl.-Ing. Axel Schwöppe

Institution: DLR-Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2833

Telefax: 0531/295-2320

e-mail: ralf.heinrich@dlr.de
axel.schwoeppe@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Implementierung und Anwendung strukturierter Algorithmen innerhalb des unstrukturierten TAU-Code

Ausgangssituation:

Im Rahmen der numerischen Strömungssimulation werden im DLR als Strömungslöser der block-strukturierte FLOWer-Code und der unstrukturierte TAU-Code [2] genutzt und weiter entwickelt. Beide Verfahren haben ihre spezifischen Vorteile. Der Einsatz unstrukturierter Algorithmen erlaubt die Verwendung komplexerer Geometrien, deren Abbildungen durch unstrukturierte Netze in der Regel effizienter als durch block-strukturierte Netze zu konstruieren sind. Der Einsatz strukturierter Algorithmen erlaubt in der Regel eine effizientere Approximation der Lösung mit hoher Genauigkeit. Die Ausnutzen der Vorteile der jeweiligen Algorithmen innerhalb eines Codes wäre sowohl aus der Sicht des Entwicklers als auch des Anwenders zweckdienlich. Zudem könnten, neben rein block-strukturierten und rein unstrukturierten Netzen, Netze mit unstrukturierten und block-strukturierten Bereichen unter Ausnutzung der jeweiligen Vorteile der Algorithmen genutzt werden.

Ziel:

Das Ziel ist die Kombination strukturierter und unstrukturierter Algorithmen innerhalb eines Codes. Die Effizienz und Genauigkeit der Approximationen des TAU-Code ist im Rahmen eines strukturierten und unstrukturierten Codes auf rein unstrukturierten Netzen zu erhalten. Zusätzlich soll die Effizienz und Genauigkeit der Approximationen auf rein block-strukturierten Netzen die des FLOWer-Code erreichen. Auf Netzen, die aus block-strukturierten und unstrukturierten Bereichen bestehen, sollen zudem die entsprechenden strukturierter und unstrukturierter Algorithmen kombiniert werden.

Lösungsweg:

Einen effektiven Weg für die Kombination strukturierter und unstrukturierter Algorithmen stellt die Erweiterung des TAU-Code um strukturierte Algorithmen zum TAUijk-Code dar. Basierend auf der Erweiterung der Datenstruktur des TAU-Code um Informationen bezüglich block-strukturierter Netze sind strukturierte Algorithmen in Anlehnung an den FLOWer-Code mit den unstrukturierten Algorithmen zu kombinieren.

STAB

Ergebnis:

Die Funktionalität des TAUijk-Prototyp [1] in Form strukturierte Algorithmen des FLOWer-Code, wie das implizite Residuengläätten mit konstanten und variablen Koeffizienten sowie die zentrale räumliche Diskretisierung mit zusätzlicher skalarer Dissipation, ist im TAU-Code implementiert. Konvergenzhistorien der L2-Norm des Dichteressiduum 2-dimensionalen Rechnungen reibungsfreier Strömungen mit dem TAUijk-Prototyp sind in Bild 1 dargestellt. Um ein symmetrisches Profil wurden zwei vergleichbare Gitter generiert. Der Bereich um das Profil ist für beide Gitter identisch (224 x 16 Zellen). Gitter a) ist ein rein blockstrukturiertes Gitter, bei dem das Kerngitter strukturiert mit dem Fernfeld verbunden wurde. Bei Gitter b) wurde das Kerngitter mit einem triangulierten Netz des Fernfeldes verbunden, wodurch die Gesamtzahl der Elemente gegenüber Gitter a) um 33 % reduziert worden ist. Die Konvergenzhistorie c) zeigt die Konvergenz (Quadrate) auf dem rein strukturierten Netz mit der Anwendung unstrukturierter Algorithmen. Die Anwendung der strukturierten Algorithmen ergibt eine Verbesserung des Konvergenzverhaltens (Dreiecke, nach obenweisend). Eine weitere Verbesserung ergibt sich bei Verwendung kombinierter Algorithmen auf dem gemischt strukturiert / unstrukturierten Netz (Kreise).

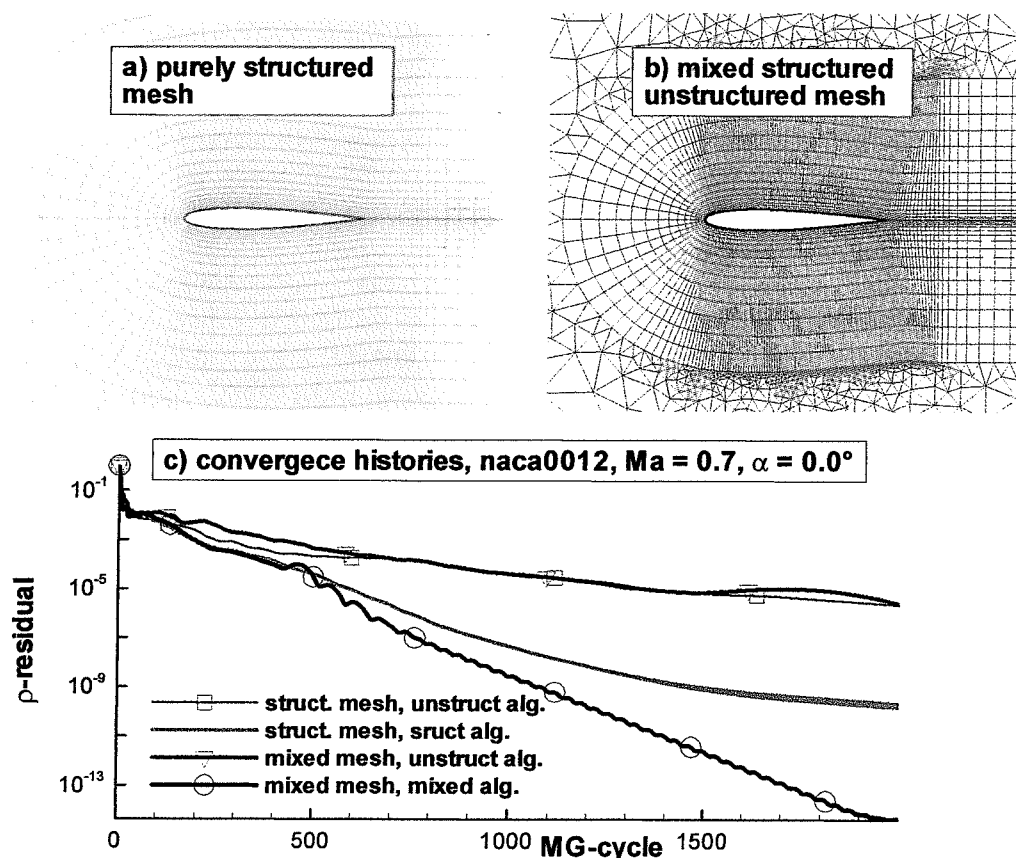


Bild 1: a): Rein block-strukturiertes Netz b) Gemischt strukturiertes / unstrukturiertes Netz
c) Konvergenzhistorien

Literatur:

1. R. Heinrich: Implementation and Usage of Structured Algorithms within an Unstructured CFD-Code. STAB-Tagung 2004
2. Kroll, N., Rossow, C.-C., Schwamborn, D., Becker, K., Heller, G.: MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design, *ICAS Congress 2002, Toronto (can), 09.-13.09.2002, ICAS, CD-Rom, S. 1.105.1.-1.105.20, 2002*

weiteres Vorgehen: Der TAU-Code wird um zusätzliche strukturierte Algorithmen erweitert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. R. Jester-Zürker, Priv.-Doz. Dr.-Ing. habil. S. Jakirlic

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/163554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/164754

E-mail : roland@sla.tu-darmstadt.de, s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de

Weitere Ansprechpartner: Dr.-Ing. B. Eisfeld, Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik, DLR Braunschweig, bernhard.eisfeld@dlr.de

Thema: Numerische Modellierung transonsicher Strömungskonfigurationen mit
wandnahen Reynoldsspannungsmodellen

Ausgangssituation:

Die Ergebnisse numerischer Simulationen von turbulenten Strömungen sind maßgeblich von der Leistungsfähigkeit der verwendeten Turbulenzmodelle abhängig. So sind auch Reynoldsspannungsmodelle, wie z. B. SSG- oder Wilcox-Modell, Bestandteil des Strömungslösers FLOWer [1] und finden Anwendung bei den numerischen Simulationen von transsonischen Flugzeugkonfigurationen. Während diese Modelle im Allgemeinen eine gute Vorhersagegenauigkeit ermöglichen, sind sie geprägt durch eine unzureichende Darstellung des anisotropen Verhaltens der Reynoldsspannungen sowie der Komponenten der Dissipationskorrelation, wie sie z. B. im Einflussbereich fester Wände auftritt. Die Erfassung dieser Anisotropien ist insbesondere bei der Modellierung von Transitionsvorgängen von großer Bedeutung.

Ziel:

Im Rahmen des Forschungsvorhabens MEGADESIGN soll unter anderem die Vorhersagegenauigkeit der Navier-Stokes Verfahren des Strömungslösers FLOWer durch fortschrittliche Turbulenzmodelle verbessert werden. Basierend auf dem Reynoldsspannungsmodell von Hanjalic und Jakirlic [2] wird FLOWer um ein Reynoldsspannungsmodell erweitert, dass in der Lage ist, die in der Wandnähe verstärkt auftretenden Anisotropieeffekte sowohl unter den Reynoldsspannungen als auch den Dissipationskomponenten zu erfassen.

Lösungsweg:

Das in FLOWer neuimplementierte Reynoldsspannungsmodell ist gekennzeichnet durch eine quadratische Formulierung der Druck Scher-Korrelation, deren Koeffizienten anhand von DNS-Daten in Abhängigkeit des Reynoldsspannungs-, sowie des Dissipationsanisotropietensors formuliert sind. Gegenüber den bisher in FLOWer implementierten Reynoldsspannungsmodellen umfasst dieses Modell auch Wandreflexionsterme, wobei auf eine wandtopographiefreie Formulierung geachtet worden ist. Als Längenmaßstabsgleichung dient die ϵ -Gleichung und zur Erfassung der Dissipationsanisotropie kommt ein anisotropes Dissipationskorrelationsmodell zum Einsatz.

Ergebnis:

Besonders hervorzuheben sind die Ergebnisse, die die oben beschriebene Fähigkeit des neu implementierten Modells zum Ausdruck bringen, nämlich die Wiedergabe des anisotropen

Verhaltens der Reynoldsspannungen. So kann der Abb. 1 der charakteristische Peak der $\overline{u^2}$ -Spannung in Wandnähe entnommen werden, während die bisherigen, in FLOWer enthaltenen Reynoldsspannungsmodelle dazu nicht in der Lage sind (nicht dargestellt), was sich am besten in Abb. 2, die den Verlauf des Anisotropieparameters A zeigt, widerspiegelt. Die weitere Leistungsfähigkeit des Modells wird am Beispiel der Umströmung eines RAE 2822 Profils (Fall 10) demonstriert. Das neuimplementierte Reynoldsspannungsmodell, hier als Modell 74 bezeichnet, zeigt eine sehr gute Übereinstimmung bei den Verläufen des Druckbeiwertes c_p (Abb. 3), insbesondere im Bereich der Stoßlage. Exemplarisch ist in Abb. 4 der Verlauf des Druckbeiwertes an einem ONERA M6 Tragflügel abgebildet.

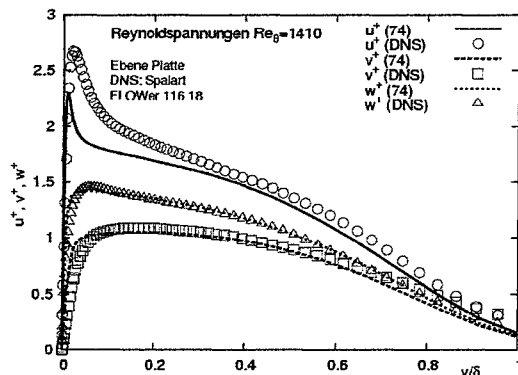


Abbildung 1: Verlauf der Reynoldsspannungen in der Grenzschicht an einer ebenen Platte mit dem neu implementierten Reynoldsspannungsmodell

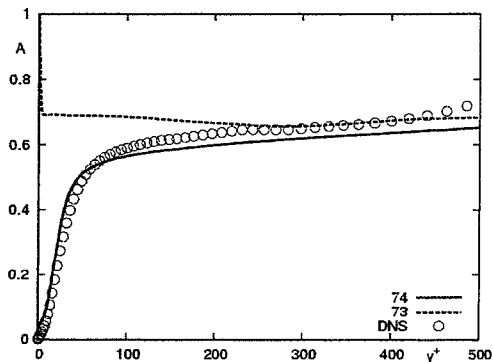


Abbildung 2: Vergleich der mit dem bisher vorhandenen (73) und dem neu implementierten Reynoldsspannungsmodell (74) gewonnenen *two-componentality* Parameter A in der Grenzschicht an einer ebenen Platte

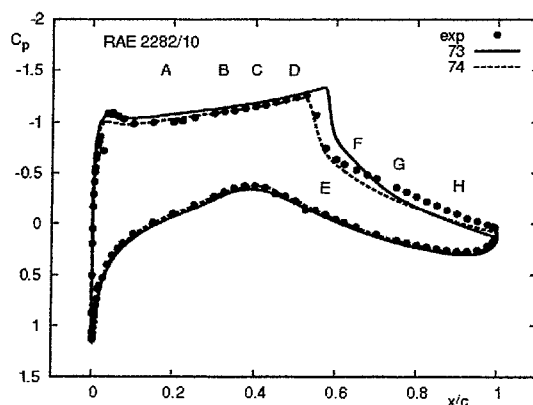


Abbildung 3: Verteilung des Druckbeiwertes c_p an einem RAE2822 Profil

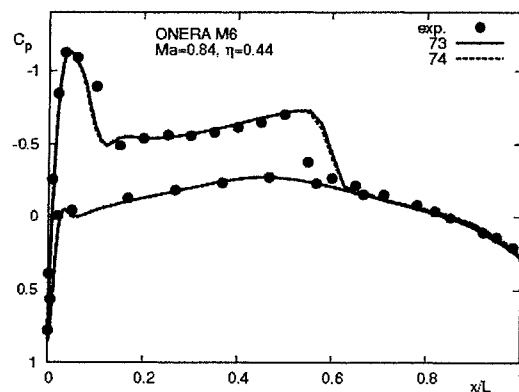


Abbildung 4: Verteilung des Druckbeiwertes c_p an einem ONERA M6 Tragflügel

Literatur:

- [1] FLOWer Installation and User Handbook, Release 116.18
- [2] Hanjalic, K. und Jakirlic S.(1998): Contribution towards the second-moment closure modelling of separating turbulent flows. *Computers and Fluids*, Vol. 22(2), pp. 137-156

Weiteres Vorgehen:

Weiterführende Arbeiten konzentrieren sich auf die Einführung des Konzeptes der homogenen Dissipation ε_{hom} , wodurch ein verbesserter Verlauf der Dissipationskorrelation in Wandnähe ermöglicht wird. Desweiteren ist die Ableitung einer Längenmaßstabsgleichung aus der zuvor genannten ε_{hom} -Gleichung auf Basis der spezifischen Dissipationsrate ω vorgesehen. Dadurch sollen die Vorteile der ω -Gleichung, die in der erhöhten numerischen Stabilität zu finden ist, mit den Vorzügen der homogenen Dissipation ε_{hom} verbunden werden. Weitere Validierungs-/Anwendungsfälle umfassen diverse Flügel-Rumpf Konfigurationen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation / Aeroakustik

Ansprechpartner: Daniel König

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

**Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 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:

Im Landeanflug ist der von der Flugzeugstruktur abgestrahlte Lärm, Airframe Noise genannt, die dominierende Lärmquelle. Dabei wird ein erheblicher Anteil des Lärms durch Hochauftriebssysteme wie vordere und hintere Klappen (Slats und Flaps) erzeugt. Durch die numerische Simulation soll ein besseres Verständnis der Physik der Schallentstehung und –ausbreitung erhalten werden. Dazu wird ein hybrider Ansatz verwendet, d.h. aus der numerisch simulierten instationären Nahfeldströmung werden Quellterme berechnet, die die Schallquellen darstellen [1]. Diese Schall- oder Lärmquellen gehen in das mathematische Modell für die Wellenausbreitung als Quellterme ein.

Ziel:

Das Ziel des Projektes ist einerseits die Entwicklung numerischer Methoden, die in der Lage sind, die dreidimensionale Ausbreitung von Schall über große Strecken sehr genau zu erfassen und andererseits die dominanten Quellen des Slat- und Flaplärms zu detektieren und deren Abhängigkeit von den aerodynamischen Parametern zu bestimmen, um somit einen signifikanten Beitrag für eine gezielte Entwicklung leiser Flugzeugkomponenten zu liefern.

Lösungsweg:

Die Strömung um den Flügel in der Landephase wird mittels einer Large-Eddy Simulation berechnet. Dazu wird ein blockstrukturiertes Rechennetz mit ca. 45 Millionen Gitterpunkten verwendet. Die Ausdehnung in Spannweitenrichtung beträgt vorerst 1,1 % der Sehnenlänge und ist in 65 Ebenen aufgeteilt, was einem $\Delta z^+ \approx 15$ entspricht. Die Gitterschrittweiten direkt am Profil betragen $\Delta y^+ \approx 1-2$ und $\Delta x^+ \approx 100-200$. Der verwendete Löser basiert auf einem modifizierten AUSM-Verfahren, das in [2] näher beschrieben wird. Des Weiteren kommt das in [3] vorgestellte Multigridverfahren mit Preconditioning zum Einsatz.

Aus den Ergebnissen der Strömungssimulation werden die Quellterme für die akustischen Störungsgleichungen berechnet. Die Lösung dieser Gleichungen liefert das Schallfeld im nahen Fernfeld. Eine detailliertere Beschreibung dieses Verfahrens ist [4] zu entnehmen.

Ergebnis:

Die Berechnung wird für eine freie Anströmgeschwindigkeit von $Ma=0.17$ und einen Anstellwinkel von $\alpha=4^\circ$ durchgeführt. Die mit der Clean Chord Länge gebildete Reynoldszahl beträgt $Re=1.6E6$. In Abbildung 1 sind, in einer Momentaufnahme des Strömungsfeldes, die

Wirbelstrukturen anhand von λ_2 Konturen dargestellt. Abbildung 2 zeigt einen vergrößerten Ausschnitt des Slat- bzw. Flapbereichs. Man erkennt deutlich ein Rezirkulationsgebiet im Slat Cove Bereich, das durch die Scherschicht, welche an der Slat Spitze entsteht, begrenzt ist. Die Größe und Lage des Rezirkulationsgebietes hat einen Einfluss auf den erzeugten Lärm.



Abbildung 1: λ_2 Konturen am Profil

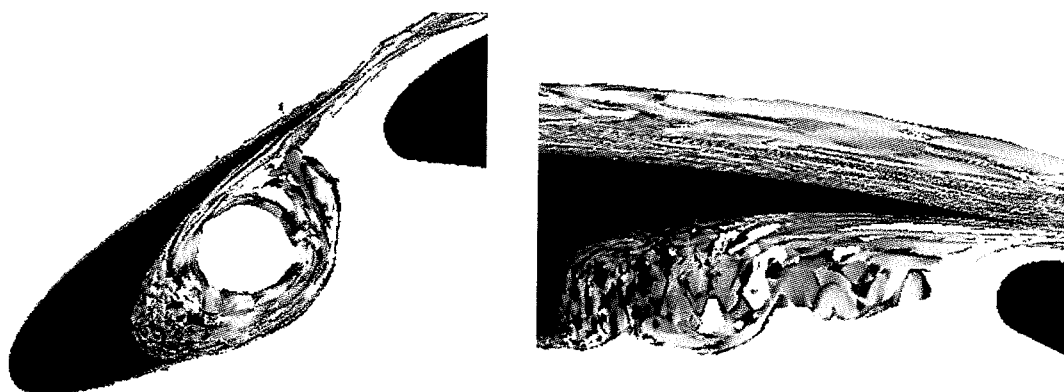


Abbildung 2: Vergrößerte Ausschnitten des Slat- bzw. Flapbereichs. Dargestellt sind die Wirbelverteilungen anhand von λ_2 Konturen.

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:

Nachdem die LES eine ausreichende statistische Stabilität erreicht hat, werden die zeitabhängigen Strömungsdaten für die akustische Auswertung gesammelt. Im Anschluss daran werden aus diesen Daten die Schallquellen berechnet, die als Quellterme in die akustischen Störungsgleichungen eingehen. Die Lösung dieser Störungsgleichungen soll einen Aufschluss über die Schallausbreitung im nahen Fernfeld geben.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Numerical Simulation

**Ansprechpartner:
Institution:**

Dr. Anke Kovar
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Adresse:

Telefon 0551/709-2317
Telefax 0551/709-2811
e-mail anke.kovar@dlr.de

weitere Partner:

DSTL (UK), FOI (S), MBDA (F), NLR (NL), ONERA (F), QinetiQ (UK)

Thema:

**Validation of computational fluid dynamics simulation
methods for turbulent subsonic and transonic flows about
missile configurations (GARTEUR AG 42)**

Ausgangssituation:

With the improvement of available computer power and numerical tools, the necessity of more comprehensive studies such as aerodynamic performance in manoeuvring flight of missiles has increased as well. CFD-codes have a growing importance in industry and research groups as the demand for a thorough optimisation during design as well as the prediction of complex flow phenomena is increasing. This action group is the continuation of the successfully completed GARTEUR action group 24 on missile aerodynamics. At that time the applied CFD-codes were still based on the Euler equations [1]. Meanwhile, various RANS methods are available and herewith test cases can be chosen where viscous flow modelling is essential, such as flow separation.

Ziel:

The objective of this action group is the investigation of the applicability of different structured and unstructured CFD-methods employing the Navier-Stokes equations on a missile configuration under different angles of attack at transonic speed. For Task 1 described here, validated experimental data are available enabling the comparison with the numerical data gained and the requested validation of the applied codes [2].

Lösungsweg:

Extensive wind tunnel tests had been carried out on a slender body missile configuration with and without four fins by ONERA (F). The model was mounted on a sting under angles of attack ranging from $\alpha=0^\circ$ - 20° and rolling angles varying from $\varphi=0^\circ$ - 180° . A mandatory case was chosen for numerical simulation ($M=0.8$, $\alpha=10^\circ$ and $\varphi=22.5^\circ$) conducted with different structured and unstructured codes. The above mentioned partners performed the calculation of the mandatory case on either a structured grid provided by ONERA or an unstructured fully adapted grid provided by DLR (Fig. 1 a,b), according to the applied code. Additionally, every partner generated a grid themselves and applied it as well for comparison purposes. From the experiment five cross sectional cuts were extracted out of which one is displayed in Fig. 2 at $X/D=7$ and shows the cross sectional distribution of the pressure coefficient as comparison of experiment and numerical calculation. The stagnation line of $\varphi=0^\circ$ is along the centreline towards the green fin, with the fins at $\varphi=0^\circ$ in plus-configuration.

Ergebnis:

First results between the structured code ENSOLV (NLR) and the unstructured DLR- τ -code showed that the numerical calculations were nearly identical but showed a clear off-set towards the experimental data. The off-set seems to be related to a systematic error in the experiment and is still under discussion.

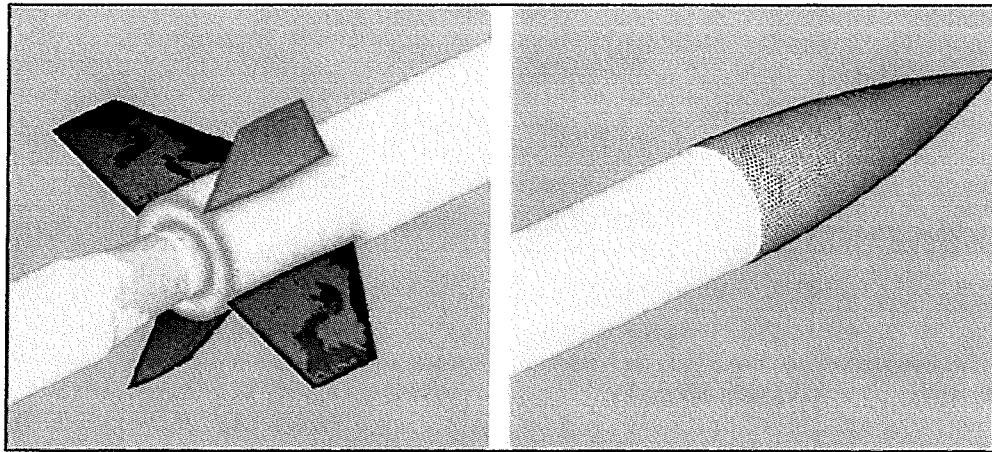


Figure 1a and b: Fully adapted unstructured grid for the mandatory case ($\alpha=10^\circ$)

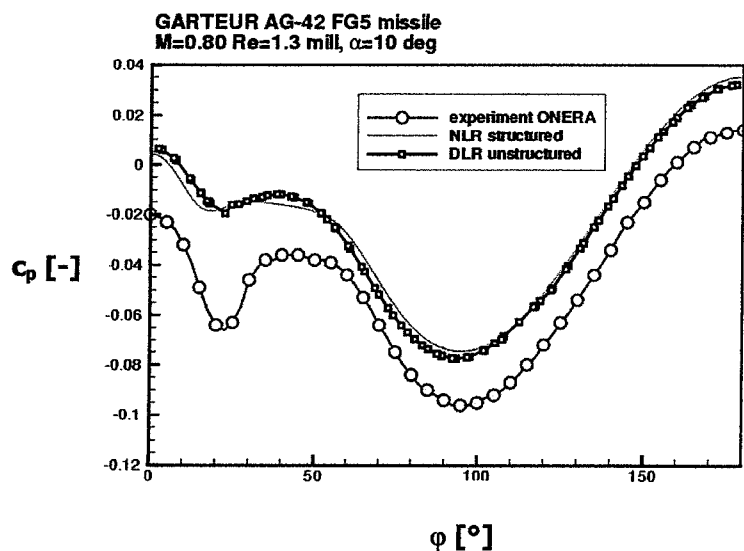


Figure 2: Comparison of c_p -distributions between experiment, structured and unstructured code at $X/D=7$.

Literatur:

- [1] P Champigny: "Proposal for the establishment of GARTEUR Action Group on missile aerodynamics: Validation of Navier-Stokes for generic missile configurations at supersonic flow", GARTEUR, 1994
- [2] P Champigny, P d'Espiney, M Bredif, H Broussard, JP Gillyboeuf, Y Kergaravat: „Numerical Simulation of Vortex Flows Around Missile Configurations“, Proceedings of RTA/AVT Meeting on Vortical Flows and High Angle of Attack, Loen, Norway, May 2001

Weiteres Vorgehen:

After comparison of c_p -distributions and forces, DLR provides another unstructured non-adapted but sufficiently refined grid for the calculation of the remaining angle of attack cases for the partners using unstructured codes. This enables further comparisons between the numerical codes as well as with existing experimental data.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Jens Krömer

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2975
Telefax: (0531) 391-5259
e-mail: jr.kroemer@tu-bs.de

weitere Partner: Wolfgang Schröder

Institution: Aerodynamisches Institut
Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: (0241) 80-95410
Telefax: (0241) 80-92257
e-mail: office@aia.rwth-aachen.de

Thema: Grobstruktursimulation eines Hinterkantennachlaufes mit Ausblasung

Ausgangssituation: Bei den heutigen Generationen stationärer Gasturbinen muss die Beschaukelung der vorderen Turbinenstufen wegen hoher Turbineneintrittstemperaturen gekühlt werden. Der zur Kühlung der einzelnen Schaufeln notwendige Massendurchsatz strömt unter anderem durch den an der Schaufelhinterkante angebrachten Ausblasungsschlitz in den anschließenden axialen Zwischenraum. Diese Ausblasung beeinflusst die Strömung hinter der Beschaukelung und insbesondere den durch die Hinterkante und die Grenzschichten entstehenden Mischungsverlust.

Ziel: Mit Hilfe einer Grobstruktursimulation (Large-Eddy Simulation, LES) werden die Strömungsphänomene an einer Hinterkante mit Ausblasung näher untersucht. Es werden geometrisch stark vereinfachte Modelle einer eckigen und einer runden Hinterkante mit einem ebenen Kanal als Ausblasungsschlitz, bzw. ohne Kanal und damit ohne Ausblasung als Referenzfall, verwendet. Während die Ausblasung mittels einer turbulenten Kanalströmung dargestellt wird, erfolgt die Umströmung der Hinterkante durch am Eintritt in das Rechengebiet vorgegebene Grenzschichtströmungen (siehe Bild 1 für die eckige Hinterkante), die entweder oben und unten laminar oder oben und unten turbulent oder oben turbulent und unten laminar sind. Dabei wird die Mach Zahl der ungestörten Anströmung mit $Ma=0,3$ und $Ma=0,7$ und die Reynolds Zahl, bezogen auf die Geschwindigkeit der ungestörten Anströmung und die Hinterkantendicke, mit $Re=18800$ gewählt. Das Geschwindigkeitsverhältnis von der mittleren Geschwindigkeit der Kanalströmung zur Geschwindigkeit der ungestörten Außenströmung liegt zwischen 1,0 und 1,1, da nach [1] bei diesem Wert ein Minimum an Mischungsverlusten erwartet werden kann. Somit liegt die Reynolds Zahl, bezogen auf die Schubspannungsgeschwindigkeit und die halbe Kanalhöhe, etwa bei $Re_\tau=225$.

Lösungsweg: Die LES wird durchgeführt mit einem expliziten Schema für die Navier-Stokes Gleichungen für kompressible Strömungen. Dabei wird ein 5-Schritt Runge-Kutta Verfahren für die Zeitintegration verwendet. Die advektiven Flüsse werden durch ein modifiziertes AUSM Schema berechnet, während die viskosen Terme nach einem zentralen Schema diskretisiert werden, so dass alle räumlichen Ableitungen mit zweiter Ordnung Genauigkeit approximiert werden. Dieses numerische Verfahren ist in [2] genauer beschrieben, wo auch durch Ergebnisse von Freistrah-, Kanal- und Rohrströmungen gezeigt wird, dass die numerische Dissipation dieses Verfahrens an Stelle eines Feinstrukturmodells benutzt werden kann (MILES Ansatz). Das hier verwendete Verfahren ist für krummlinige, multiblockstrukturierte Gitter formuliert und auf Vektor- und Parallelrechnern implementiert.

Bei den Berechnungen werden in allen Fällen nichtreflektierende Randbedingungen mit Druckrelaxation [3] an den Ausströmrändern verwendet. Zudem wird an diesen Rändern ein „Sponge Layer“ Bereich hinzu gefügt, um die numerischen Reflexionen durch die Druckrelaxation zu unterdrücken. Um die instationäre Einströmrandbedingung im Ausblasungsschlitz der Hinterkante zu bestimmen, wird eine LES einer vollturbulenten Kanalströmung durchgeführt, deren Lösung in der vorletzten Ebene senkrecht zur Strömungsrichtung sowohl als Randbedingung für die beginnende Ausblasung an der Hinterkante, als auch in reskaliert Form als Einströmbedingung des Kanals selber genommen wird. Die Einströmrandbedingung ober- und unterhalb der Hinterkante ist eine stationär vorgegebene Lösung im Fall der laminaren Grenzschicht. Um zeitgenaue, turbulente Profile als Einströmrandbedingung dort vorzugeben, wird zeitgleich eine turbulente Grenzschichtströmung simuliert. In Spannweitenrichtung werden periodische Randbedingungen verwendet

Die verwendeten Gitter haben eine Gitterpunktanzahl von 3,3 Millionen (Hinterkante ohne Ausblasung) bis zu 11,3 Millionen (Hinterkante mit Ausblasung und turbulenter Grenzschicht).

Ergebnis: Die ausreichende Auflösung der Rechengitter in Spannweitenrichtung wird durch die Auswertung von Zweipunktkorrelationen sicher gestellt.

Zur statistischen Auswertung der Ergebnisse wird der Lösungsvektor an 500 verschiedenen Zeitpunkten (im Fall der komplett laminaren oder der komplett turbulenten Umströmung der Hinterkante) bzw. an 800 verschiedenen Zeitpunkten (im Fall der oben turbulent und unten laminar umströmten Hinterkante) ermittelt. Bei Strömungen mit $Ma=0,3$ erfolgt dies in einem Zeitraum von 100 bzw. 160, bei Strömungen mit $Ma=0,7$ in einem Zeitraum von 250 bzw. 400 dimensionslosen Zeiteinheiten. Die dimensionslose Zeiteinheit ist mit $\Delta t u_{\infty} / H = 1$ festgelegt.

In Bild 2 und Bild 3 sind die Wirbelstrukturen mit dem λ_2 -Kriterium nach [4] visualisiert. Dadurch lassen sich gut die qualitativen Unterschiede der Umströmung der eckigen Hinterkante mit laminaren Grenzschichten und der runden Hinterkante mit turbulenter Grenzschicht nur auf der Oberseite erfassen. Das wechselseitige Abschwimmen größerer Wirbel, das von der Umströmung stumpfer Hinterkanten bekannt ist, wird im Fall von Bild 3 deutlicher vermindert als im Fall von Bild 2.

Die zeitlich und in Spannweitenrichtung gemittelte Komponente u'^2 des Reynolds'schen Spannungstensors ist in Bild 4 für die eckige Hinterkante mit und zum Vergleich ohne Ausblasung dargestellt (beide Fälle mit laminarer Umströmung). Durch dieses Bild wird exemplarisch gezeigt, wie deutlich die Ausblasung mit der gewählten Massenstromrate die Verwirbelungen im Nachlauf verringert und damit auch die Mischungsverluste im Nachlauf reduziert.

Der Vortrag auf dem STAB-Symposium geht detailliert auf die Ergebnisse der Hinterkantenumströmung bei den verschiedenen Mach Zahlen und Einströmrandbedingungen ein. Insbesondere wird auf die verschiedenen Geschwindigkeitsprofile, die Verteilung der Anteile des Reynolds'schen Spannungstensors und der turbulenten kinetischen Energie, das Ablöseverhalten und die Reduktion der charakteristischen, abschwimmenden Wirbel und die Zweipunktkorrelationen eingegangen. Weitere Ergebnisse sind z.B. in [5] zu finden.

Literatur:

- [1] Schoeiri, M. T. und Pappu, K.: "Optimization of Trailing Edge Ejection Mixing Losses: A Theoretical and Experimental Study", Journal of Fluid Engineering, Vol. 121, pp. 118-125, 1999.
- [2] Meinke, M., Schröder, W., Krause, E. und Rister, T.: "A Comparison of Second- and Sixth-Order Methods for Large-Eddy Simulation", Computers and Fluids, Vol. 31, pp. 695-718, 2002.
- [3] Poinso, T. J. und Lele, S. K.: "Boundary Conditions for Direct Simulations of Compressible Viscous Flows", Journal of Computational Physics, Vol. 101, pp. 104-129, 1992.
- [4] Jeong, J. und Hussain, F.: "On the identification of a vortex", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 285, pp. 69-94, 1995. [5] Krömer, J., Meinke, M. und Schröder, W.: "Large-Eddy Simulation of Trailing-Edge Blowing", The 10th of International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (Honolulu, Hawaii, March 2004), ISROMAC10-2004-156, 2004.

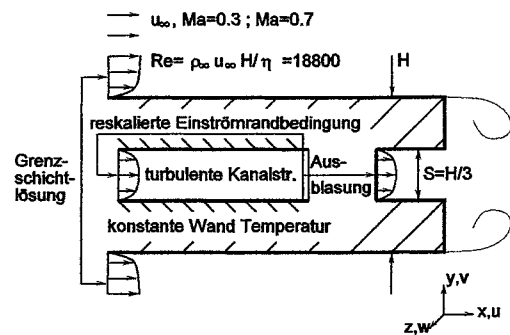


Bild 1: Skizze des physikalischen Problems der eckigen Hinterkante mit Ausblasung und Generierung der turbulenten Einströmrandbedingungen.

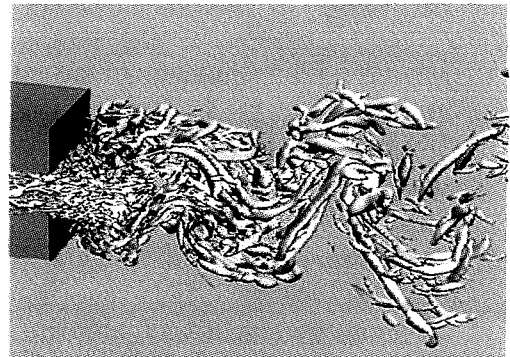


Bild 2: Visualisierung der Wirbelstrukturen mittels farbkodierter Mach Zahl auf Isoflächen von λ_2 : laminare Umströmung der Hinterkante bei $Ma=0,3$.

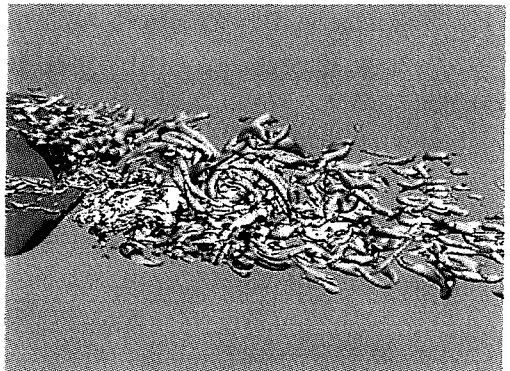


Bild 3: Visualisierung der Wirbelstrukturen mittels farbkodierter Mach Zahl auf Isoflächen von λ_2 : oben turbulente unten laminare Umströmung der Hinterkante bei $Ma=0,3$.

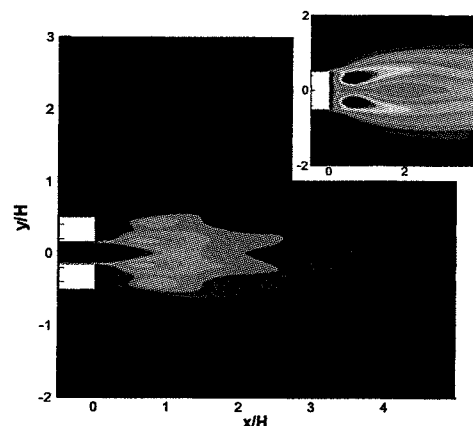


Bild 4: Zeitlich und in Spannweitenrichtung gemittelte Verteilung der Komponente u'^2 des Reynolds'schen Spannungstensors: Fall wie Bild 2 mit Referenzfall ohne Ausblasung bei $Ma=0,3$ zum Vergleich oben rechts.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachgebiet Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Inga Mahle, Juan Pedro Mellado,
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:

LES of turbulent inert and reacting low Mach number shear layers with active scalars using explicit filtering

Ausgangssituation:

Performing Large eddy simulations (LES) using active scalars is quite difficult as they cause complications by influencing the flow field directly for example via density gradients resulting from varying mass fractions. Therefore, the coupling between the corresponding transport equations is stronger than with passive scalars. The use of the explicit filtering method (EFM) is especially attractive due to its simplicity. It has been successfully applied for compressible turbulent channel flows (Mathew et al., 2003).

Ziel:

In this work, the EFM is tested for inert and reacting turbulent shear layers in order to find out how it performs in the presence of active scalars. DNS results serve as reference data for the LES.

Lösungsweg:

In the EFM, the Navier-Stokes and species transport equations in the original DNS formulation are solved on the LES grid and the resulting flow fields are explicitly filtered in a specific way after each time sub-step. No heuristical or physical subgrid models are used. The only term that requires special attention in a reacting flow is the filtered heat release term in the pressure and temperature equation that have been retained to account for compressibility effects and heat conduction. As nearly all chemical reactions take place in the unresolved smallest scales, the heat release term cannot be treated by the explicit filtering and has to be modeled separately. An infinitely fast, irreversible chemical reaction is considered as a first step. This gives the advantage that the chemical species can be directly related to one passive scalar, the mixture fraction for which only one additional transport equation has to be solved. However, simplifications e.g. concerning the molecular diffusion have to be made. The heat release term is computed by assuming a β -distribution function for the mixture fraction subgrid scales. To model the subgrid variance of the mixture fraction, scale-similarity is assumed which requires additional filter operations on the mixture fraction and density field. For the filtered scalar dissipation rate, the simplest model, which is presently used, is a Smagorinsky model. However, the application and comparison of more elaborated models like scale-similarity, ARM (Sarkar et al., 2003) or the implementation of a transport equation for the filtered scalar dissipation rate are envisaged.

Ergebnis:

For the inert shear layers, qualitative and quantitative comparison between the DNS and LES results have been successful. The LES is started from a filtered turbulent DNS field. One example is a shear layer with an upper stream of O_2 and a mixture of O_2 and H_2 in the lower

STAB

stream in a way that leads to a density ratio of 1 : 4. The LES grid has 14 times less grid points than the DNS grid. Fig. 1 and 2 show the instantaneous H_2 mass fraction Y after several characteristic times. The large structures are captured well by the LES. A high percentage of the scalar dissipation rate ϵ_Y of the species is taken away by omitting the small scales via filtering. In order to capture the development of the flow correctly, this part of ϵ_Y , $\epsilon_{Y,ss}$, has to be replaced by the filtering. By performing one iteration with and one without filtering, a scalar dissipation rate due to the filtering $\epsilon_{Y,ef}$ can be defined by taking the difference of $\frac{1}{2}\langle\rho Y''Y''\rangle$ and dividing it by the timestep. The agreement in fig. 3 for an O_2 - N_2 shear layer is very promising. The computation of the heat release term requires the modeling of the filtered dissipation rate $\tilde{\chi}$ of the mixture fraction. As can be seen in fig. 4, it is approximated well by a Smagorinsky model χ^{smg} when using data from the inert DNS in an a priori test.

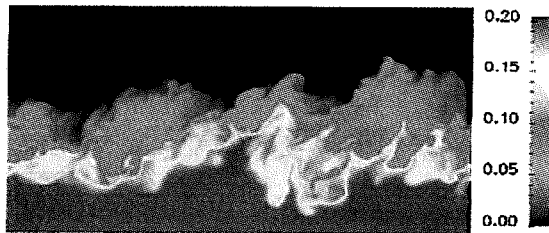


Abbildung 1: DNS: Instantaneous mass fraction of H_2 , plane in the middle of the domain, $\tau = 197$

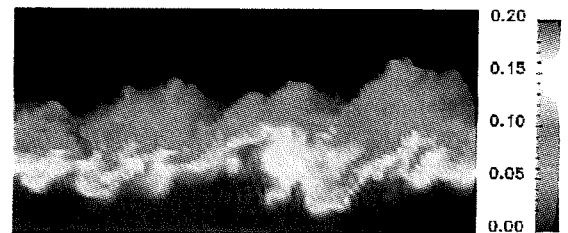


Abbildung 2: LES: Instantaneous mass fraction of H_2 , plane in the middle of the domain, $\tau = 197$

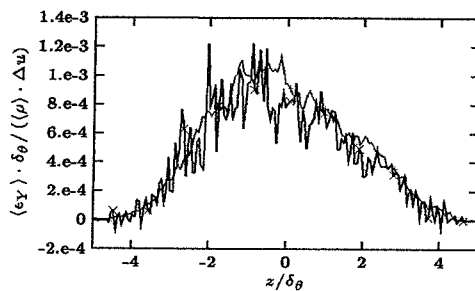


Abbildung 3: Spatially averaged profiles
+: $\epsilon_{Y,ss}$ from (filtered) DNS, $\times$: $\epsilon_{Y,ef}$ from LES

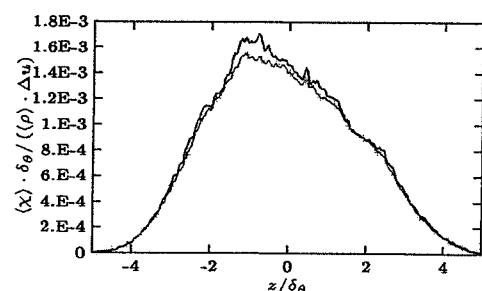


Abbildung 4: Spatially and temporally averaged profiles
, +: $\tilde{\chi}$ from DNS, $\times$: χ^{smg} from DNS data

Literatur:

- Mathew J., Lechner R., Foysi H., Sesterhenn J., Friedrich R. (2003), An explicit filtering method for large eddy simulation of compressible flows, *Physics of Fluids*, vol. 15, pp. 2279–2289
- Sarkar S., Mellado J. P., Pantano C. (2003), Reconstruction subgrid models for nonpremixed combustion, *Physics of Fluids*, vol. 15, pp. 3280–3307
- Pierce C. D., Moin P. (2004), Progress-variable approach for large-eddy simulation of non-premixed turbulent combustion, *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 504, pp. 73–97

Weiteres Vorgehen:

As up to now only a priori test have been done, actual LES with infinitely fast combustion have to be performed using the EFM in the flow part and modeling the heat release term as given above. The next step will be the modification of the heat release term for finite reaction rates for example by using a flamelet approach. As the computation of the flamelets is only one-dimensional, detailed diffusion mechanisms and detailed chemical reactions can be considered and the differences to less detailed ones will be worked out (Pierce & Moin, 2004).

Datum: 21.09.2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Judith Ortmann

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2289
Telefax: 0531-295-2320
e-mail : judith.ortmann@dlr.de

weitere Partner: Dr.-Ing. Jochen Wild
DLR Braunschweig, Inst. Für Aerodynamik und Strömungstechnik

Thema: Auswirkungen auf die Aerodynamik durch akustische Maßnahmen an Tragflächen

Ausgangssituation:

Unter den Vorgaben der „Vision for 2020“ werden Maßnahmen untersucht, die den Hinterkantenlärm des Vorflügels reduzieren. In dieser Arbeit werden speziell bürstenähnliche Hinterkanten betrachtet. Die Bürstenhaare sind dabei einlagig in Anströmrichtung angeordnet. Experimente zeigen, dass solche Modifikationen den Hinterkantenlärm des Vorflügels deutlich reduzieren (Herr [1]). In der vorliegenden Arbeit werden die Auswirkungen auf die aerodynamischen Eigenschaften eines Hochauftriebsystems untersucht.

Ziel:

Ziel der Arbeit war es, den Einfluss der Hinterkantenborste auf den Maximalauftrieb zu untersuchen und das Verständnis über die Auswirkungen der Umströmung der Bürstenhaare auf den Nachlauf zu verbessern. Es wurde der Einfluss von Länge, Durchmesser und Abstand der Bürstenhaare auf die aerodynamischen Eigenschaften des Hochauftriebsystems untersucht.

Lösungsweg:

Für die numerische Berechnung konnten aufgrund der zur Verfügung stehenden Ressourcen die Bürstenhaare nicht an der gesamten Slat-Hinterkante des Hochauftriebsflügels simuliert werden. Deshalb wurde das Profil gemäß Abbildung 1(a) entnommen und unter Beibehaltung des Pfeilwinkels als schiebender Flügel mit unendlicher Spannweite simuliert (siehe Abb. 1(b)). So mussten nur wenige Bürstenhaare generiert werden. Zur Simulation der unendlichen Spannweite, wurden für das Flügelstück periodische Ränder definiert.

Um die Bürstenhaare an der Slat-Hinterkante anzubringen, wurde der konventionelle Slat etwas gekürzt. Damit konnten Zylinder an dieser nun dickeren Hinterkante als steife Bürstenmodelle (siehe Abb. 1(c)) parallel zur Anströmung installiert werden.

Mit dem DLR RANS-Löser FLOWer wurde die reibungsbehaftete Strömung für diese Konfigurationen auf strukturierten Netzen simuliert. Es wurde voll turbulent mit dem Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell und drei Multigrid-Leveln gerechnet.

Ergebnis:

Diese Studie zeigt, dass alle untersuchten, zylindrischen Bürstenhaare die aerodynamischen Eigenschaften des Hochauftriebsystems verschlechtern. Der Slat-Nachlauf verläuft dichter an der Saugseite des Hauptflügels und die Vermischung der Grenzschicht des Hauptflügels und dem Slat-Nachlauf erfolgt früher. Der Auftriebsbeiwert sinkt und der Widerstandsbeiwert steigt mit zunehmender Länge und Durchmesser der Bürstenhaare.

STAB

Eine Verkleinerung des Abstands der Bürstenhaare bringt zwar aufgrund des Drosselungseffektes (siehe Abb. 2 (b)) eine geringe Verbesserung, die aerodynamische Leistung der Basiskonfiguration wird allerdings nicht erreicht.

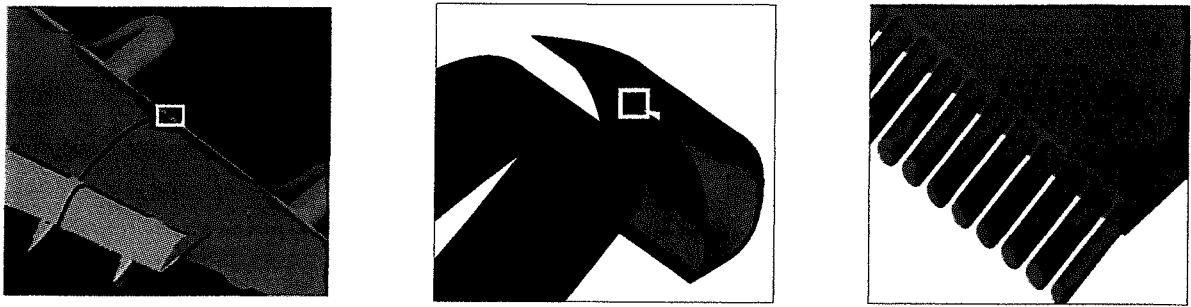


Abb. 1: (a) Profilschnitt; (b) Flügelausschnitt für die numerische Simulation; (c) zylindrische Bürstenhaare an der Slat-Hinterkante.

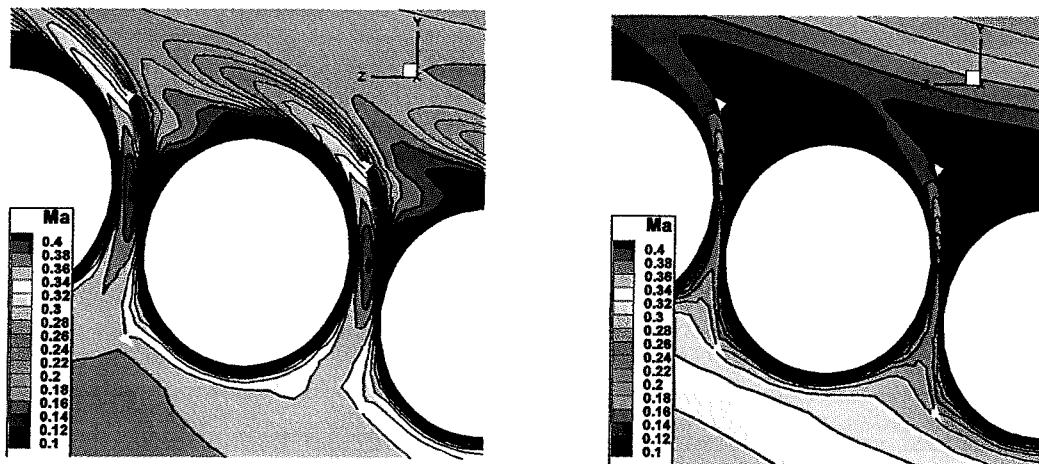


Abb. 2: Machzahlverteilung im Querschnitt durch die Bürstenhaare (a) mit weitem Abstand (0.05 mm) und (b) mit engem Abstand (0.015 mm).

Literatur:

[1] Herr, M. und Dobrzynski, W.: *Experimental Investigation in Low Noise Trailing Edge Design*. AIAA-2004-2804, 2004.

Weiteres Vorgehen:

Da die negativen Auswirkungen der zylindrischen Bürstenhaare vermutlich von dem konstruktiv bedingten Absatz an der Wurzel der Bürstenmodelle herrührt, sollen noch Bürstenhaare mit rechteckigem Querschnitt untersucht werden.

Datum: 11.11.2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Kai-Christoph Pfingsten

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

weitere Partner: Rolf Radespiel

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

Ausgangssituation: Die gezielte Nutzung von Synergien zwischen Triebwerksströmung und Tragflügel soll höhere Auftriebsbeiwerte und geringere Widerstandsbeiwerte bei Start und Landung ermöglichen. Das Ziel sind spaltlose Hochauftriebssysteme. Diese ermöglichen eine Reduktion der Lärmquellen bei Start und Landung, außerdem werden auf Grund geringerer Widerstände bei Start und Landung lärmarme An- und Abflugverfahren ermöglicht, die die Lärmbelastung am Boden weiter senken. Darüber hinaus ist ein mit diesem Ansatz möglicher Verzicht auf Vorderkantenklappen eine wesentliche Voraussetzung für die Laminarhaltung im Reiseflug und somit für weitere Kraftstoffeinsparungen. Die hier durchgeführten, systematischen Untersuchungen von Hochauftriebsströmungen mit direkten Synergien Triebwerk-Tragflügel sollen als Grundlage für neue, umweltfreundliche Flugzeugkonfigurationen dienen.

Ziel: Mit Hilfe des numerischen Strömungslösers TAU des DLR [1] soll die 2D-Strömung um viel versprechende Konfigurationen simuliert werden, um deren Potenzial für die Entwicklung eines spaltlosen Hochauftriebssystems zu analysieren. Die gewonnen Erkenntnisse sollen dann verwendet werden, um eine Flügel-Rumpf-Konfiguration mit einem spaltlosen Hochauftriebssystem zu entwerfen und dessen Eigenschaften numerisch zu untersuchen.

Lösungsweg: Als die erfolgversprechendsten Varianten für pneumatische Hochauftriebssysteme wurden der strahlüberblasene Tragflügel [2] und das Profil mit Zirkulationskontrolle [3] ausgewählt. Beim strahlüberblasenen Tragflügel wird der gesamte Abgasstrahl des auf der Tragfläche installierten Triebwerks über den Tragflügel ausgeblasen. 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. Beide Konfigurationen sind 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. Aufgrund des spaltlosen Designs des Hochauftriebssystems kann eine Verringerung der Lärmemission in Bodenrichtung erwartet werden. Durch die einfache Klappenkonstruktion kann gegenüber einem konventionellen Hochauftriebssystem Gewicht eingespart werden.

Ergebnis: In Abbildung 1 sind die verschiedenen untersuchten Klappenkonfigurationen gegenübergestellt. Für den strahlüberblasenen Tragflügel wurden zwei Profile mit großer Hochauftriebsklappe und unterschiedlichen Triebwerksaustrittsquerschnitten sowohl für den Reiseflug als auch für den Startfall untersucht. In Abbildung 2 sind die Auftriebsbeiwerte für zwei verschiedene Düsenaustrittshöhen aber gleicher Austrittsfläche unter Startbedingungen aufgetragen.

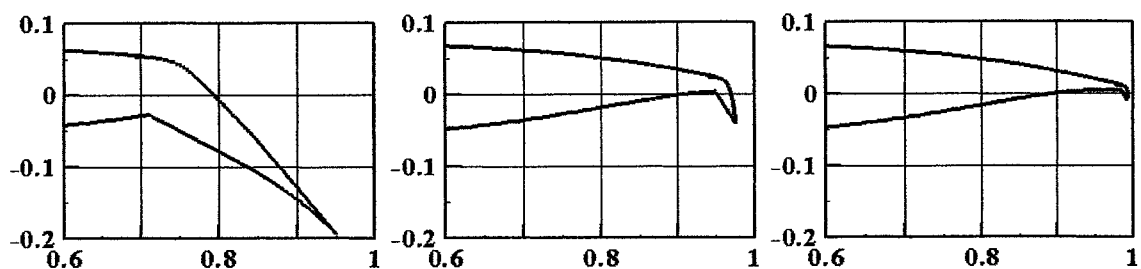


Abbildung 1: Große Hochauftriebsklappe; Dual-Radius-Klappe; Kleine Dual-Radius-Klappe

Wenn die Höhe der Düse zunimmt, wird die überspülte Fläche kleiner, da die Triebwerke nur eine diskrete Luftmasse zur Verfügung stellen. Aus diesem Grund scheint die Geometrie mit der kleineren Spalthöhe die vorteilhaftere zu sein. Bei Klappenwinkeln von $\eta=15^\circ$ und $\eta=20^\circ$ und Anstellwinkeln größer als 5° löst die Strömung an der Vorderkante ab, bleibt aber aufgrund des Ausblasens stromab des Ausblasespaltes weiterhin anliegend. Das erzeugte Nickmoment eines 2D-Schnittes eines strahlüberblasenen Tragflügels ist etwas größer als das eines modernen Hochauftriebsprofils mit Vorflügel und Fowler-Klappen.

Für den Reiseflug sind die Ergebnisse für den strahlüberblasenen Tragflügel weniger viel versprechend. Im Designpunkt ($C_a=0,4$; $Ma_\infty=0,72$) erhöht sich der Profilwiderstand in Bezug auf das unveränderte Basisprofil für die kleine Spalthöhe um 10% und um 20% für die höhere Düse.

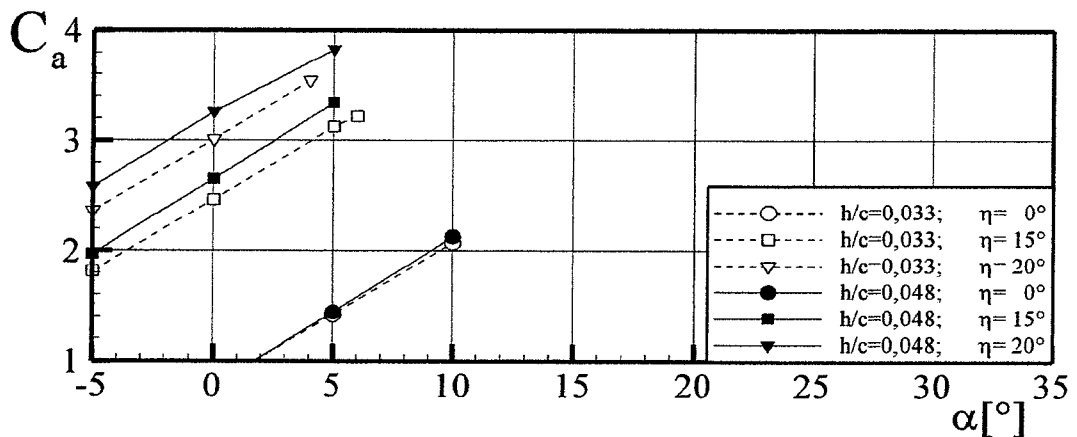


Abbildung 2: Auftriebsbeiwerte beim Start für ein Profil eines strahlüberblasenen Tragflügels mit großer Hochauftriebsklappe

In **Abbildung 3** sind die Ergebnisse der Zirkulationskontrolle für verschiedenen Klappen-geometrien bei Startbedingungen dargestellt. Die hohen Auftriebsbeiwerte werden bereits mit einer Ausblaspalthöhe von $h/c=0,001$ erzielt. Der erreichte Quotient von Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert bei hohen Auftriebsbeiwerten ist etwa doppelt so groß wie der konventioneller Hochauftriebssysteme.

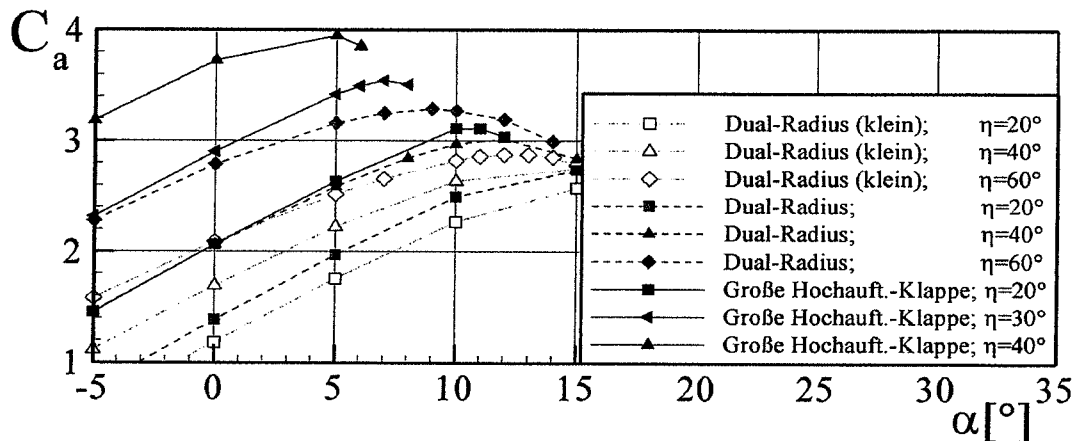


Abbildung 3: Auftriebsbeiwerte beim Start für ein Profil mit Zirkulationskontrolle ($h/c=0,001$)

Bei den Profilen mit Zirkulationskontrolle löst bei den untersuchten Geometrien die Strömung zuerst auf der Klappe ab. Das von den Profilen mit Zirkulationskontrolle erzeugte Nickmoment entspricht dem eines modernen Profils mit Vorflügel und Fowler-Klappe. Für ein Profil mit Zirkulationskontrolle in Kombination mit der großen Hochauftriebsklappe ändert sich die Profilkontur im Reiseflug nicht, so dass hier der Widerstand nicht erhöht wird. Bei der Dual-Radius-Klappe wird die Kontur auf der Oberseite der Klappe leicht verändert, wodurch die Strömung im Reiseflug kurz vor der Hinterkante ablöst. Diese Ablösung lässt den Widerstand im Reiseflug in Bezug auf das unveränderte Basisprofil um 10% ansteigen. Für die kleine Dual-Radius-Klappe ergibt sich eine Widerstandserhöhung von 6%.

Literatur:

- [1] **DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik:** TAU-Code User Guide. Revision: 1.24. Release 2004.1.0, April 5, 2004.
- [2] **R.D. Kimberlin:** A conceptual design method for aircraft applying upper surface blowing. Dissertation, Technische Hochschule Aachen, Juli 1991.
- [3] **Englar, R. J.; Huson, G. G.:** Development of advanced circulation control wing high-lift airfoils. AIAA Journal of Aircraft, Vol. 21, No. 7, pp. 476-483, 1984.
- [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, 20. – 22. Juni 2005.

Weiteres Vorgehen: Die Umströmung einer Flügel-Rumpf-Konfiguration mit Zirkulationskontrolle soll numerisch simuliert werden, um einen aerodynamischen Datensatz einer solchen Konfiguration zu erhalten und die Phänomenologie des Überziehens zu untersuchen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachgebiet Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Christoph Schaupp, Jörn Sesterhenn,
Rainer Friedrich

Institution: Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstraße 15
85748 Garching bei München

Telefon: 089 289 16179
Telefax: 089 289 16139
e-mail: christoph.schaupp
@aer.mw.tum.de

weitere Partner: —

Thema: Numerische Simulation stoßinduzierten Lärms

Ausgangssituation: Dem Umgebungsdruck nicht exakt angepasste Überschallfreistrahlen weisen eine Stoßzellenstruktur in ihrem Überschallteil auf. Diese Freistrahlen erzeugen neben dem vom subsonischen Fall bekannten Mischungslärm eine weitere Komponente, die als stoßbedingter Schall bezeichnet wird, vgl. Tam (1995). Im Hinblick auf die Freistrahlen, die in der zivilen und militärischen Luftfahrt aus dem Strahltriebwerk austreten, ist dies von besonderem Interesse: Neben einem Beitrag zum Lärm in Umwelt und Passagierkabine kann stoßinduzierter Schall und insbesondere der damit in ursächlichem Zusammenhang stehende *jet screech* durch hohe dynamische Lasten auch zu Materialermüdung beispielsweise an Düsenbauteilen führen. Panda (1999) verweist in diesem Zusammenhang auf Hay & Rose (1970) sowie Seiner et al. (1987). Die beiden Komponenten stoßbedingten Lärms, ein Breitbandanteil und der diskrete *jet screech*, werden auf die Wechselwirkung turbulenter Strukturen, die in der Scherschicht konvektiert werden und sich dort entwickeln, mit dem auftreffenden schwachen Stößen zurückgeführt. Als Ursache des *screech*-Phänomens wird eine Rückkopplung zwischen Schallerzeugung aufgrund der Kompressionswelle und die Anregung der Mischungsschicht durch die in der Unterschallschicht stromauf propagierende akustische Welle angesehen, während der Breitbandanteil ohne Rückkopplung zustande kommt und aus der Wechselwirkung der Kompressionswellen mit turbulenten Strukturen unterschiedlicher Skalen entsteht, s. Harper-Bourne & Fisher (1973), Powell (1953).

Ziel: Die Wechselwirkung einer ebenen Mischungsschicht und einer schwachen Kompressionswelle soll mit Hilfe der direkten numerischen Simulation untersucht werden. Ziel ist die direkte Berechnung des durch diese Wechselwirkung nahe dem Ort der Stoßspitze erzeugten Schalls und die Untersuchung seines Entstehungsmechanismus.

Lösungsweg: Wir beschränken uns für die Untersuchung des stoßinduzierten Lärms auf ein vereinfachtes Modellproblem. Untersucht wird das Auftreffen eines isolierten schwachen Verdichtungsstoßes auf eine ebene Mischungsschicht (eine Schicht sub-, die andere supersonisch), die Reflektion des Stoßes an der Schalllinie, und die Erzeugung von Schallwellen durch die Wechselwirkung von Wirbelstrukturen der Scherschicht mit dem auftreffenden Stoß. Ähnliche Untersuchungen existieren z.B. von Manning (1999), Suzuki & Lele (2003) und Lui (2003). Ein kompaktes Finite-Differenzen-Verfahren von sechster Ordnung soll zusammen mit einem Runge-Kutta-Zeitintegrationsschema in drei Teilschritten zur Lösung der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen benutzt werden. Das Problem wird dreidimensional behandelt und als statistisch homogen in der Spannweitenrichtung betrachtet. Die Navier-Stokes-Gleichungen werden in den Veränderlichen Druck p , Geschwindigkeiten u_i und Entropie s formuliert und auf einem kartesischen Gitter gelöst. Hier angesprochene Ergebnisse wurden auf einem Gitter

mit $768 \times 384 \times 72$ Punkten erhalten. Gebietsberandungen in nichtperiodischen Richtungen müssen in geeigneter Weise behandelt werden, um Reflektionen zu vermeiden. Wir folgen insbesondere für den Ausströmrand der Arbeit von Lui (2003), der zur Randbehandlung eine Gitterstreckung, explizite Tiefpassfilterung und Randwellenbeschleunigung anwandte. Zusätzlich nutzen wir eine Dämpfungsschicht (sponge layer). Die Transition zur turbulenten Scherschichtströmung wird durch das Aufbringen von divergenzfreien Geschwindigkeitsfluktuationen nahe dem Einströmrand erzwungen. Dabei ähnelt die Methode dem Vorgehen von Bogey et al. (2000), wobei in unserem Fall ein ganzer Bereich diskreter Frequenzen angeregt wird. In Spannweitenrichtung wird eine Wellenlänge der instabilsten Mode nach Michalke angeregt. Über eine auf einer Wellenzerlegung der Navier–Stokes–Gleichungen basierende Randbedingung wird die Kompressionswelle auf dem unteren Rand des Rechengebietes vorgeschrieben.

Ergebnis: Eine DNS der Strömungssituation bei einer Reynoldszahl von $Re_{\delta_0}^* = 2000$ und Machzahlen von $M = 1.44$ bzw. $M = 0.216$ in der Überschall- bzw. Unterschallschicht wurde durchgeführt. Dabei wurde die Erzeugung von stoßbedingten Schallwellen etwas stromab des Ortes, an dem sich die Reflektion der Kompressionswelle ereignet, beobachtet. Auch stromabwärts gerichtet ausgestrahlter Mischungslärm ist in dem hier gezeigten Druckfeld sichtbar. Die dreiecksförmige Stoßstruktur befindet sich etwa in der Mitte des Bildes. Weiterhin wird deutlich sichtbare Vor- und Zurückbewegung der Stoßspitze bei der Wechselwirkung mit den turbulenten Strukturen beobachtet. Die Schallfläche innerhalb der Mischungsschicht, an der die Reflektion des Stoßes zustande kommt, weist eine stark zerklüftete Struktur auf.

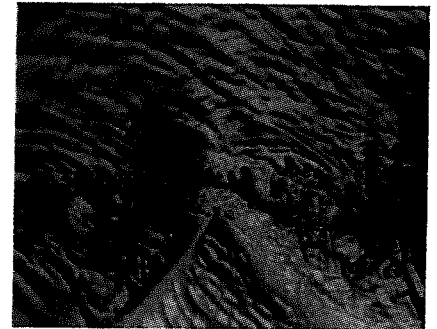


Abb. 1: Druckfeld nahe der Stoßspitze, $M = 1.44$, $Re_{\delta_0}^* = 2000$.

Literatur:

- Bogey, C., Bailly, C., Juvé, D., Numerical simulation of sound generated by vortex pairing in a mixing layer, *AIAA Journal*, vol. 38(12), pp. 2210–2218, 2000.
- Harper-Bourne, M., Fisher, M.J., The noise from shock waves in supersonic jets, *AGARD Conference Proceedings CP-191*, pp. 11-1 – 11-13, 1973.
- Hay, J.A., Rose, E.G., In flight shock cell noise, *J. Sound Vib.*, vol. 11, pp. 411–420, 1970.
- Lui, C.C.M., *A numerical investigation of shock associated noise*, Stanford University, 2003.
- Manning, T.A., *A numerical investigation of sound generation in supersonic jet screech*, Stanford University, 1999.
- Panda, J., An experimental investigation of screech noise generation, *J. Fluid Mech.*, vol. 378, pp. 71–96, 1999.
- Powell, A., On the mechanism of choked jet noise, *Proceedings of the Physical Society of London B*, vol. 66, pp. 1039 – 1056, 1953.
- Seiner, J.M., Manning, J.C., Ponton, M.K., Model and full scale study of twin supersonic plume resonance, *AIAA Paper 87-0244*, 1987.
- Suzuki, T., Lele, S.K., Shock leakage through an unsteady vortex-laden mixing layer: application to jet screech, *J. Fluid Mech.*, vol. 490, pp. 139–167, 2003.
- Tam, C.K.W., Supersonic Jet Noise, *Ann. Rev. Fluid. Mech.*, vol. 27, pp. 17–43, 1995.

Weiteres Vorgehen: Weitere Simulationen mit verbesserter Randbehandlung und Anregung der Scherschicht werden zur Zeit durchgeführt. Eine umfassendere Auswertung der akustischen Quellen und die Lösung der Lighthillschen Analogie für diese Situation werden angestrebt. Ziel wird die Simulation des gesamten überexpandierten Strahls, die Erkennung der schallverursachenden Strukturen und eine Optimierung der Düsengeometrie im Hinblick auf die Verringerung des jet screech sein.

Datum: 21. September 2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen – Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Christian Stemmer

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Fakultät Maschinenwesen, TU München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching b. München

Telefon: 089-289-16142

Telefax: 089-289-16139

e-mail : Christian.Stemmer@aer.mw.tum.de

weitere Partner: CTR – Center for Turbulence Research, Stanford University, Stanford, CA, 94303-3030, USA., NASA Ames, Moffett Field, CA, 94035, USA.
Prof. G. Candler, Aerospace Engineering and Mechanics, University of Minnesota, Minneapolis, MN, USA

Thema: DNS zu Instabilitäten in hypersonischen Grenzschichten über einer ebenen Platte.

Ausgangssituation: Untersuchungen zur Transition hypersonischer Grenzschichten sind für die Entwicklung von Raumtransportsystemen der nächsten Generation von zentraler Bedeutung. Die genaue Vorraussage der thermischen Last beim (Wieder-) Eintritt verringert die Sicherheitsmargen und erhöht damit die Nutzlast beim Start. Außerdem wird die Sicherheit verbessert, wenn verschiedene Rückkehrszenarien untersucht und verglichen werden können. Die Kenntnis über die transitionellen Vorgänge während des Eintritts in die (Erd-) Atmosphäre ist unabdingbar für die Entwicklung von Raumflugkörper, da die zu erwartenden Temperaturen an der Oberfläche des Flugkörpers im laminaren oder turbulenten Fall sich deutlich unterscheiden.

Ziel: Es werden direkte numerische Simulationen von kompressiblen Strömungsvorgängen in einer Grenzschicht über einer ebenen Platte durchgeführt, die Windkanalexperimente begleiten und ergänzen. Darüber hinaus sollen Vorhersagen über Strömungszustände gemacht werden, die nicht durch Experimente erschlossen werden können, oder nur mit erheblichem finanziellem Aufwand durch Freiflugexperimente realisierbar sind. Detailkenntnisse zur hypersonischen Transition sollen gewonnen werden.

Lösungsweg: Die Strömung über einer ebenen Platte wird mit Hilfe eines zeitgenauen kompakten Finite-Differenzen Verfahren untersucht. Die verwendeten räumlichen, direkten numerischen Simulationen (DNS) sind von 5. und 6. Ordnung Genauigkeit. Ein hybrides ENO-Schema wird nach einfachen Kriterien zugeschaltet, sollte das numerische Verfahren die steilen Stoß-Gradienten nicht mehr sinnvoll auflösen können. Für die Simulation der chemischen Vorgänge bei hohen Temperaturen, wie sie im (Wieder-) Eintritt vorkommen, werden gängige Modelle aus der Literatur verwendet. Die Bestandteile der Luft (O_2 , O , NO , N_2 , N) werden mit einem 5-Elemente Modell berechnet (Park, 89). Resultate können mit linearer Stabilitätstheorie für ideale Gase und PSE für reaktive Strömungen verglichen werden.

Ergebnis: Bei dem untersuchten Flugzustand (Atmosphärenbedingungen bei $Ma=20$ und einer Höhe von 50 Km) ergeben sich für den idealen Gas Fall Temperaturen in der Grenzschicht von ~ 4800 K. Unter Berücksichtigung der Nichtgleichgewichtsschemie sinkt die maximale Temperatur in der Grenzschicht auf 2100K [4].

STAB

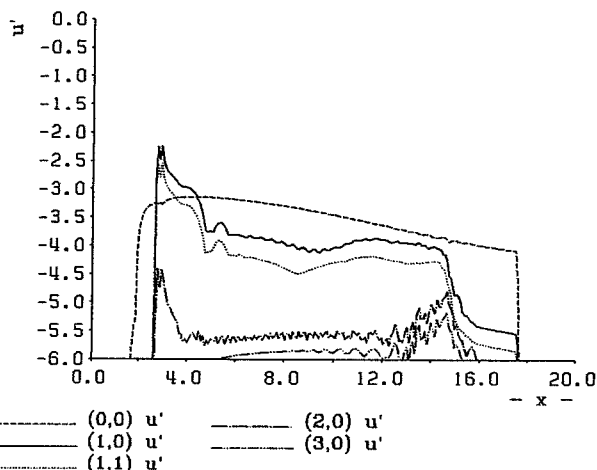


Fig. 1: Störungsentwicklung für den idealen Gas Fall mit 2D und 3D Störung bei $F=3,46 \cdot 10^{-5}$.

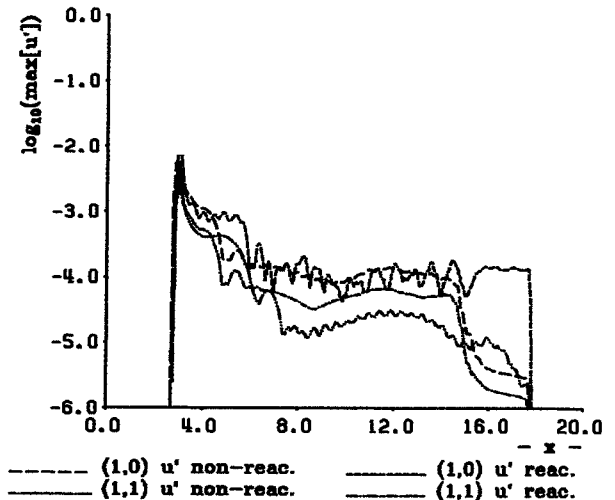


Fig.2: Störungsentwicklung für den idealen Gas Fall und den Fall mit chemischem Ungleichgewicht bei 2D und 3D Störung bei $F=3,46 \cdot 10^{-5}$.

Dabei verändern sich die zweidimensionalen Störungen (Fig. 2) nur geringfügig während die dreidimensionalen Störung stärker vom Nichtgleichgewicht beeinflusst wird und geringere Amplituden zeigt. Dabei wird das Amplitudenniveau der dreidimensionalen Störungen um den Faktor 2-3 verringert. Für die zweidimensionale lineare Störung ergibt sich keine nennenswerte Verringerung der Amplitude. Allerdings wird der Amplitudenverlauf in Stromabrichtung nicht mehr so glatt wie im Fall für ideales Gas.

- Literatur:** [1] Stemmer, C., Adams, N.A., „Investigation of supersonic boundary layers by DNS“, Invited presentation at ECCOMAS 2004. Proceedings, Vol. II, 2004.
- [2] Stemmer, C., “Hypersonic transition in flat-plate boundary layers with chemical and thermal non-equilibrium“, In: Proceedings of the Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Köln, 8.-11. November 2004.
- [3] Stemmer, C., “Transition investigations on hypersonic flat-plate boundary layers flows with chemical and thermal non-equilibrium“, In: Laminar-turbulent Transition. IUTAM-Symposium, 13.-18. Dez. 2004, Bangalore, India, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 2004.
- [4] STAB-Mitteilung 2005.
- [5] Mironov, S.G., Maslov, A.A., “Experimental study of secondary stability in a hypersonic shock layer on a flat plate“, *J of. Fluid Mechanics*, **412**, pp. 259-277, 2000.

weiteres Vorgehen: Detaillierte dreidimensionale, instationäre Simulationen der hypersonischen Transition werden durchgeführt. Das verwendete Verfahren zur Modellierung der chemischen Vorgänge bei hohen Temperaturen wird mit Fällen aus der Literatur bei geringeren Mach-Zahlen verglichen werden. Ein qualitativer Vergleich mit Experimenten aus Novosibirsk [5] wird angestrebt.

Datum: 21. September 2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Grundlagen

Ansprechpartner:

Michael Thimm, Claus Wagner

Institution:

DLR Göttingen

Adresse:

Bunsenstrasse 10

37073 Göttingen

weitere Partner:

Modine Europe GmbH

Telefon : 05517092406

Telefax : 05517092829

e-mail : michael.thimm@dlr.de

Thema:

Optimierung von kompakten Wärmetauschern mittels numerischer Simulation

Ausgangssituation:

Kompakte Wärmetauscher dienen zur Kühlung von Motoren in schweren Nutzfahrzeugen. Zu diesem Zweck wird eine Flüssigkeit durch ein von Luft umströmtes Flachrohr gepumpt. Dabei ist von Interesse, inwieweit sich die Strömung der Flüssigkeit in den verschiedenen Fahrsituationen hinsichtlich Wärmeübergang und Druckabfall verhält. Insbesondere lässt sich die Funktionsweise von kompakten Wärmetauschern durch Aufprägen von Dimpeln an die Aussenseite der Flachrohre erheblich verbessern. Die Geometrie und das Muster der Dimpel wird hierbei bislang aus Erfahrungswerten gewonnen. Da die Herstellung der Prägwerkzeuge so aufwendig ist, dass eine systematische experimentelle Untersuchung zu kostenintensiv wäre, muss man zur Optimierung auf numerische Simulation zurückgreifen.

Ziel:

Verschiedene Dimpelgeometrien sollen hinsichtlich der Güte ihrer Einsatzfähigkeit in kompakten Wärmetauschern numerisch untersucht werden. Dabei sollen die Wirkmechanismen der Intensivierung des Wärmeübergangs identifiziert werden und nach Möglichkeit in einen ursächlichen Zusammenhang mit geometrischen Eigenschaften der Dimpel gebracht werden. In einem nächsten Schritt sollen für die gefundenen Wirkmechanismen bezogen auf die Güte ihrer Einsatzfähigkeit optimale Dimpelmuster gefunden werden.

Lösungsweg:

Für die Dimpel wird als Testumgebung die idealisierte Geometrie eines geraden ebenen Kanals, bestückt mit zunächst nur einem Dimpel, dessen Geometrie aber variiert werden soll, verwendet. Für die unterschiedlichen Dimpelgeometrien wird die maximale Höhe des Dimpels und die Fläche der orthogonalen Projektion des Dimpels auf den Kanalquerschnitt fixiert um bei gleicher Zuströmgeschwindigkeit gleiche Versperrung durch den Dimpel zu gewährleisten.

Unterhalb der kritischen Reynoldszahl werden die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen und die Energiegleichung gelöst. Um die Unabhängigkeit von der Einbaurichtung zu erreichen und um die Stabilität der Simulation zu verbessern wird der Auftriebsterm vernachlässigt. Oberhalb der kritischen Reynoldszahl wird die Strömung mittels der durch statistische Mittelung der Gleichungen für die laminare Simulation hervorgehenden Reynolds Averaged Navier Stokes Simulation (RANS) simuliert.

In einer Vorabuntersuchung soll die geeignetste Kombination aus Netzfeinheit, Differenzierungschema und Turbulenzmodell ermittelt werden und gegebenenfalls durch Direkte Numerische Simulation (DNS) validiert werden.

Ergebnis:

Nach Absprache mit unseren Partnern von Modine Europe sind zunächst für alle 14 vereinbarten Dimpelgeometrien numerische RANS-Simulationen mit einem Low-Reynolds-Number k-epsilon Turbulenzmodell bei der kritischen Reynoldszahl durchgeführt worden.

Dabei konnten drei Geometrien mit im Vergleich zu den anderen hohen Druckabfall identifiziert werden.

Deweiteren entstehen durch das Prägeverfahren der in kompakten Wärmetauschern verwendeten Flachrohre Dimpel, deren Kanten abgerundet sind. In abbildung 1 kann man den Querschnitt eines solchen Dimpels – hier ein Pyramidenstumpf – mit abgerundeten Kanten erkennen. Obwohl der Krümmungsradius solcher sogenannter „technisch scharfer“ Kanten klein ist, gibt es qualitative und quantitative Unterschiede im errechneten Strömungsfeld. Diese zeigen sich vor allem im Nachlauf des Dimpels und oberhalb der kritischen Reynoldszahl.

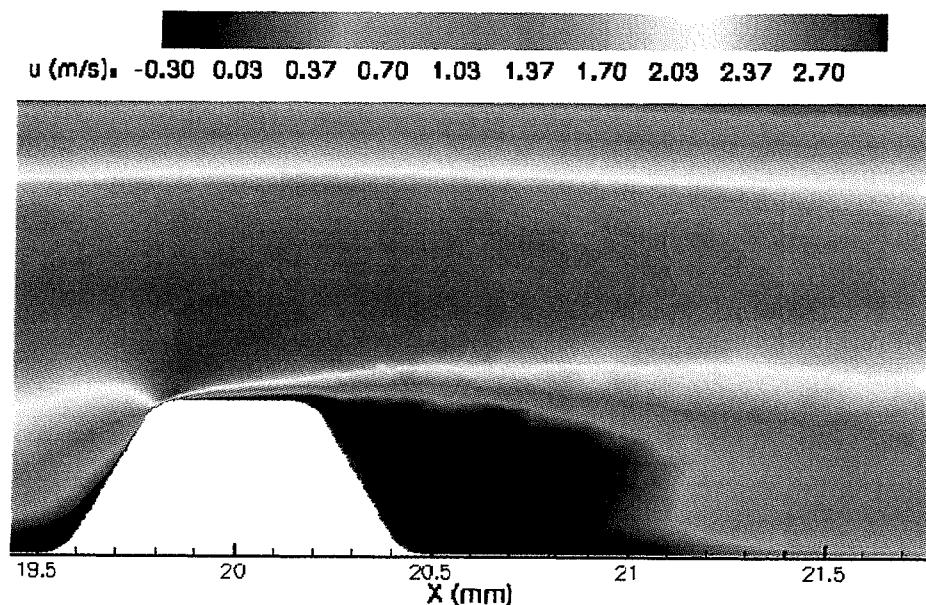


Abbildung 1: Hauptströmungskomponente in der Symmetrieebene des Kanals. Für die parallel zu dieser Ebene verlaufenden Kanalseitenwende sind mit periodische Randbedingungen verwendet worden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung, Numerische Simulation

Ansprechpartner: Daniel Vollmer, Nicolas Gauger

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 2435

0531 / 295 3339

Telefax: 0531 / 295 2914

e-mail: daniel.vollmer@dlr.de

nicolas.gauger@dlr.de

Thema: Adjoint-based Functional Correction and Mesh Adaptation

Point of Departure:

CFD-simulations are becoming increasingly more expensive in terms of computing resources. This is due to a variety of factors, for example more accurate (but complicated) solution procedures, higher geometry counts or simply higher expectations and reliance on the results of the simulation. One way for decreasing calculation time is to use an adapted mesh which allows for – in theory – accurately solving the aerodynamic problem with the smallest number of mesh points possible. Traditional adaptation strategies are usually based on the gradient or differences of local flow quantities such as the total pressure loss as adaptation indicators. However, in aerodynamic optimization, global quantities, like the drag or the lift, are of main interest and a target-oriented, adjoint-based adaptation strategy seems more efficient [1].

Goal:

The accuracy of the aerodynamic coefficients can be estimated by using adjoint fields and a so called adjoint-based mesh adaptation will be developed during the MegaOpt project. While the adjoint implementation in the unstructured TAU flow-solver was in progress, experience was gained with the help of the block-structured FLOWer code which already offered an adjoint solver [2]. The current work in TAU now follows the ideas formulated earlier.

Procedure:

In the following, let H be the coarse and h the next finer global mesh size or level. Say u_H is the approximate solution of the Euler equations on the coarse mesh level, i.e. it holds that

$$R_H(u_H) = 0, \quad (1)$$

where $R_H(u_H)$ is the residual of the Euler equations on the coarse mesh level, and u_H is assumed to be a fully converged solution. If u_h^H is then the solution on the coarse mesh level interpolated to the next finer mesh level h , it surely holds:

$$R_h(u_h^H) \neq 0, \quad (2)$$

where $R_h(u_h^H)$ is the residual on the finer mesh level of the primal solution computed on the coarse level and extrapolated to the next finer level. Furthermore, let $I(u)$ be some aerodynamic coefficient. In this context the dual or adjoint solutions ψ_h and ψ_H are defined. ψ_h^H is the adjoint solution on the coarse mesh level extrapolated to the next finer level and with ψ_h/u_h^H we label the adjoint solution on the finer mesh level computed with the primal solution on the coarse mesh level interpolated to the next finer mesh level as input.

As shown in [1],

$$I(u_h^H) - I(u_h) \approx \psi_h|_{u_h^H} \cdot R_h(u_h^H) \quad (3)$$

is a first order approximation of the error for the computed coefficient $I(u_h^H)$, compared to its value $I(u_h)$ on the next finer mesh level. If we can estimate this error, we can apply it as correction to the coefficient computed on the coarse level. However, the numerical cost for the evaluation of ψ_h/u_h^H is comparable to that of $I(u_h^H)$. Therefore, this term is rearranged as

$$\begin{aligned} \psi_h |u_h^H \cdot R_h(u_h^H) &= \underbrace{\psi_h^H \cdot R_h(u_h^H)}_{\text{Computable correction}} + \underbrace{(\psi_h |u_h^H - \psi_h^H) \cdot R_h(u_h^H)}_{\text{Error in computable correction}} \\ &\approx \psi_h^H \cdot R_h(u_h^H). \end{aligned} \quad (4)$$

and the computable correction can be efficiently calculated as it is a coarse mesh calculation.

Results:

As a first, structured test case the inviscid subsonic flow around the NACA0012 airfoil at $M_\infty=0.63$ and $\alpha=2.0^\circ$ was considered. In this case the theoretical drag coefficient C_D is zero since the flow is inviscid and has no shocks. For numerical solutions this cannot be reached due to the discretization error and the numerical dissipation introduced by the numerical method. However, the finer the mesh is, the closer the approximate value for C_D should be to zero. We have done a mesh consistency study (Figure 1) for the adjoint-based error estimator on globally refined meshes ranging from 3072 to 196608 cells.

The error incurred by the approximation made in Equation 4 is shown by the difference between dashed blue (original correction term) and the dash-dotted green (computable correction) graph. This error decreases as the mesh is refined and thus is a consistent approximation.

It can be seen that the finer the mesh level H is, the better the computable correction $\psi_h^H \cdot R_h(u_h^H)$ (dash-dotted / green) and the actual difference $C_D(u_h^H) - C_D(u_h)$ (solid / magenta) agree. Also, on coarse mesh levels H , the adjoint based error estimator $\psi_h^H \cdot R_h(u_h^H)$ (green curve) shows the right trend and can be used to obtain an improved (corrected) drag coefficient $C_D(u_h^H) - \psi_h^H \cdot R_h(u_h^H)$. The use of the correction term as local mesh adaptation indicator follows from the argument that a large correction term means that the “virtual” fine mesh solution would differ from the coarse one – and hence needs to be refined. First results with block-structured refinement [3] yield promising results for drag and lift functionals.

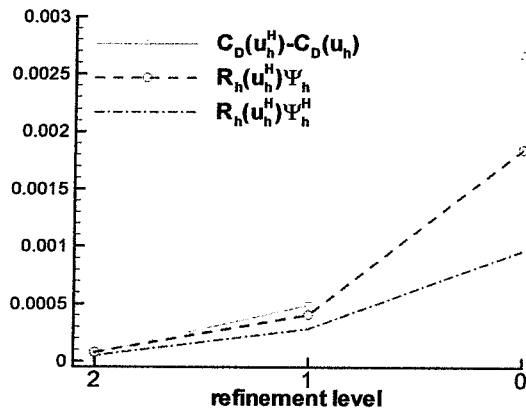


Figure 1: Drag differences and adjoint-based error estimators for adjacent globally refined (structured) mesh levels

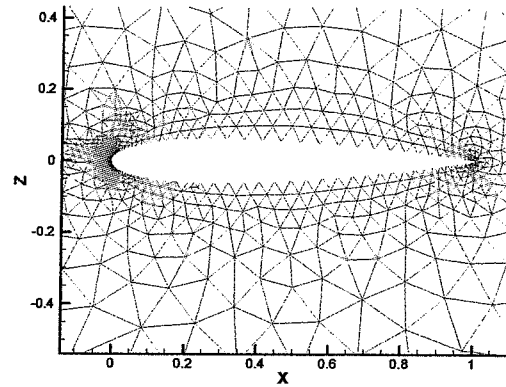


Figure 2: An unstructured mesh for NACA0012 with $M_\infty=0.5$ and $\alpha=0.0^\circ$ after one adaptation for drag

References:

- [1] Venditti, D., Darmofal, D., “Grid adaptation for functional outputs: application to two-dimensional inviscid flows”, *Journal of Computational Physics*, Vol. 176, pp. 40-69, 2002.
- [2] Gauger, N. R., “Das Adjungiertenverfahren in der aerodynamischen Formoptimierung”, DLR-Report No. DLR-FB--2003-05, 2003. <http://opus.tu-bs.de/opus/volltexte/2004/550/>
- [3] Rudolph, Michael, “Entwicklung eines Programms zur automatischen Adaption blockstrukturierter Netze”, Diplomarbeit, TU Braunschweig, 2002.

Further work:

The experiments conducted in the DLR FLOWer-code are promising; but due to its structured nature the refinement is not as local as one would wish. We have started to incorporate this approach into the unstructured TAU solver, which requires an adjoint solver and fine residual computation but can rely on the existing refinement and adaptation framework.

Date:

STAB

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: Nicolas Gauger, Joël Brezillon

Thema: Implementierung eines kontinuierlichen adjungierten Euler Löser in den TAU-Code

Ausgangssituation:

Im Rahmen des DLR Projektes MEGADESIGN soll ein kontinuierliches Adjungiertenverfahren in den TAU-Code implementiert werden. Dieses Verfahren ermöglicht eine auf Gradienten basierte aerodynamische Formoptimierung. Die Effizienz liegt, im Gegensatz zu Finite-Differenzen-Verfahren, in der Unabhängigkeit der Anzahl der Entwurfsvariablen und ist somit ein entscheidender Faktor hinsichtlich des numerischen Rechenaufwandes. Beim Adjungiertenverfahren wird nur eine Strömungs- und eine adjungierte Strömungsberechnung benötigt. Damit reduzieren sich die aufwendigen Strömungsberechnungen für eine hohe Anzahl von Entwurfsvariablen.

Ziel:

Die erste Teilaufgabe ist die Validierung des Adjungiertenverfahrens auf der Basis eines unstrukturierten Strömungslöser. Zu diesem Zweck werden Gradienten aus einer Finiten-Differenzen-Rechnungen mit der des Adjungiertenverfahrens verglichen. Weiters wird eine erste Optimierungsschleife an einem Profil mit transsonischen Strömung gezeigt.

Lösungsweg:

Das kontinuierliche adjungierten Euler-Verfahren ist bereits im strukturierten Strömungslöser FLOWer vorhanden. An zahlreichen Testfällen, wie auch industrierelevanten Konfigurationen, wurden die Vorzüge des Verfahrens im FLOWer demonstriert. Um dieses Adjungiertenverfahren auch mit beliebigen Netzen zur Verfügung zu haben, soll es in den TAU-Code übertragen werden. Im TAU-Code kommt hinzu, dass eine andere Diskretisierung vorhanden ist. TAU verwendet im Gegensatz zu FLOWer eine Knotenmittelpunkt-diskretisierung mit einer kantenbasierten Datenstruktur. Auch die im FLOWer benutzte Vereinfachung in der Flussberechnung, ermöglicht durch ein uniformes Netz, können nicht auf den TAU-Code übertragen werden. Ein weiterer wichtiger Punkt ist die Formulierung und Implementierung der Randbedingungen an Wänden und am Fernfeld, die an die gegebenen Randbedingungen im Tau-Code anzupassen sind.

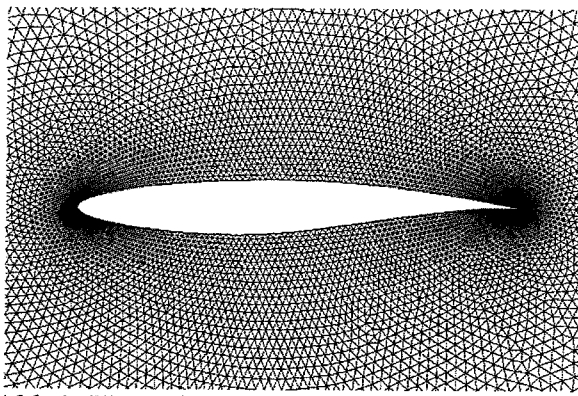


Abb 1: Unstrukturiertes Netz um ein RAE2822 Profil

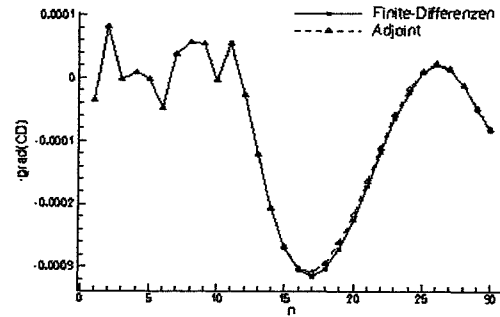


Abb 2: Adjungierter Widerstandsgradient für das RAE2822 Profil

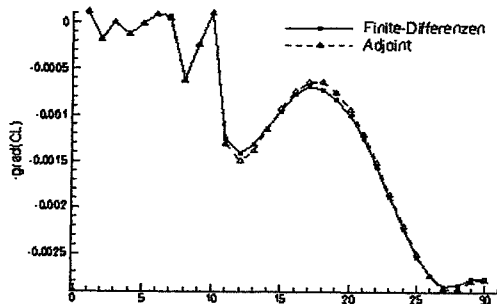


Abb 3: Adjungierter Auftriebsgradient für das RAE2822 Profil

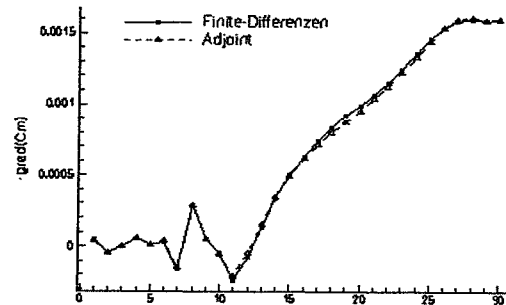


Abb 4: Adjungierter Nickmomentengradient für das RAE2822 Profil

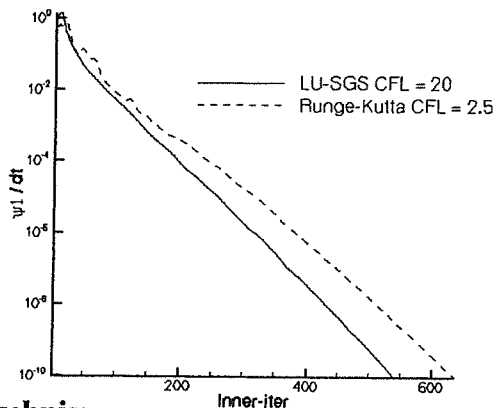


Abb 5: Steigerung der Effizienz bei Verwendung des impliziten Zeitschrittverfahrens LU-SGS anhand des Residuums der ersten Adjungiertenvariable ψ_1

Ergebnis:

Eine Validierung ist anhand eines unstrukturierten 2D Netzes um ein RAE2822 Profil (Abb 1) durchgeführt worden. Die Anströmmachzahl ist $M=0.73$ und der Anstellwinkel ist 2 Grad. Die Auswertung der Gradienten für 30 Entwurfsvariablen zeigen im Vergleich mit Finite-Differenzen (Abb. 2,3,4) eine gute Übereinstimmung. Auch die Steigerung der Effizienz mit dem impliziten Zeitschrittverfahren LU-SGS ist in Abb. 5 gut sichtbar. Die Optimierung des RAE2822 Profils ist auch mit dem unstrukturierten TAU-Code erfolgreich. Es entsteht ein stoßfreies Profil mit gleich bleibendem Auftriebs- und Nickmoment.

Literatur:

- [1] Dwight R.: An implicit LU-SGS scheme for finite-volume discretizations of the Navier-Stokes equations on hybrid grids. DLR-FB-2005-05, ISSN 1434-8454, 2005
- [2] Gauger N.: Das Adjungiertenverfahren in der aerodynamischen Formoptimierung. DLR Forschungsbericht DLR-FB-2003-05, ISSN 1434-8454, 2003
- [3] Jameson A.: Optimum aerodynamic design via boundary control. AGARD-R-803, pages 3.1-3.33, 1994

weiteres Vorgehen:

Es folgen nun 3D Testfälle mit denen ebenfalls Gegenüberstellungen der Gradienten mit Finite-Differenzen erfolgen. Weiters soll die Effizienz des kontinuierlichen Adjungiertenlösers in Optimierungsschleifen gezeigt werden.

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: Christian Bartels, Airbus Hamburg

Thema: Tau Partikel Tracer

Ausgangssituation:

Der Eisansatz an Tragflächen wie auch an einzelnen Bauteilen ist ein entscheidender Faktor in der Zertifizierung von Flugzeugen. Ein wichtiger Schritt für die numerische Simulation eines Eisansatzes ist eine effiziente Berechnung von Partikeltrajektorien. Dieses Submodul soll in der Umgebung TAU entstehen und dessen leistungsfähiges Datenmanagement ausnützen. Als Zusatz ist eine Auswertung der lokalen Einfangrate von Wassertröpfchen zu implementieren. Diese Auftreffverteilung von Wassertröpfchen ist der Ausgangspunkt für nachfolgende Eisansatzuntersuchungen.

Ziel:

Die erste Aufgabe ist eine Erstellung eines Konzeptes zum Aufbau eines solchen Moduls. Danach werden robuste und effiziente Algorithmen ausgewählt. Diese sind im speziellen der Partikelsuchalgorithmus und das Integrationsverfahren der zu lösenden Differential-Gleichung. Die Berechnung der lokalen Einfangrate β soll Aufschluss geben über exponierte Teile eines Flugzeuges, welche stark von einem Eisansatz betroffen sind.

Lösungsweg:

Die Partikelgröße soll im Mikronbereich sein. Die Kräfte die das Partikel beeinflussen setzt sich aus dem aerodynamischen Widerstand und der Erdanziehung zusammen. Das Konzept umfasst somit folgende Schritte: Einbindung als Preprocessingtool in die TAU Umgebung, Verwendung eines primären Netzes mit einem Lösungsfile des Strömungslösers und das Katalogisieren der einzelnen Routinen in Bibliotheken. Die Grundlage zur Berechnung der Partikeltrajektorien beruht auf dem Trägheitsgesetz von Newton. Zur Lösung der linearen Differentialgleichung wird ein spezielles Runge-Kutta Zeitschrittverfahren verwendet. Einen entscheidenden Faktor bildet auch das Suchverfahren des Volumenelementes, in dem sich das Partikel befindet. Diese Aufgabe wird mit Hilfe von linearen Formfunktionen gelöst. Die Formfunktionen liefern nicht nur den Ort des Partikels im Volumenelement sondern auch die Seite in der das Partikel das Element verlässt. Mit Hilfe einer Liste, die von allen Volumenelementen die benachbarten Elemente enthält, kann damit eine sehr effiziente Trajektorienberechnung entstehen. Als Eingabe sollen ein einzelner Partikel, eine äquidistante Linienverteilung und ein strukturiertes Netz zur Verfügung stehen. Die Ausgabe soll die Trajektorien und die lokale Einfangrate beinhalten.

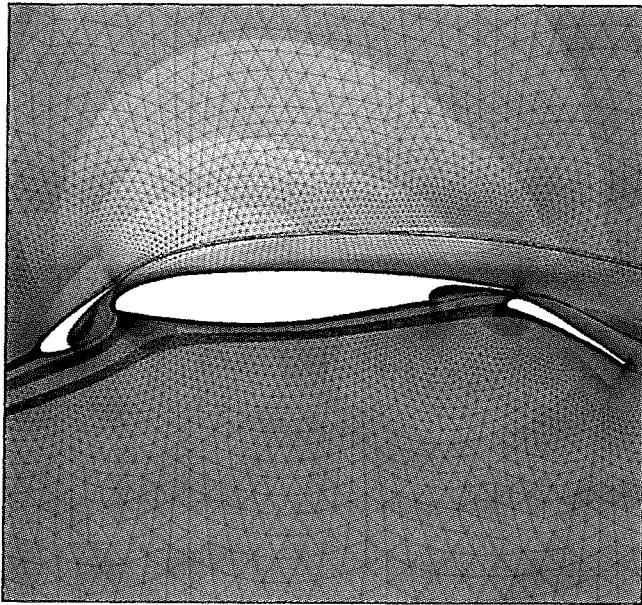


Abb 1: 3-Elementprofil mit Trajektorien

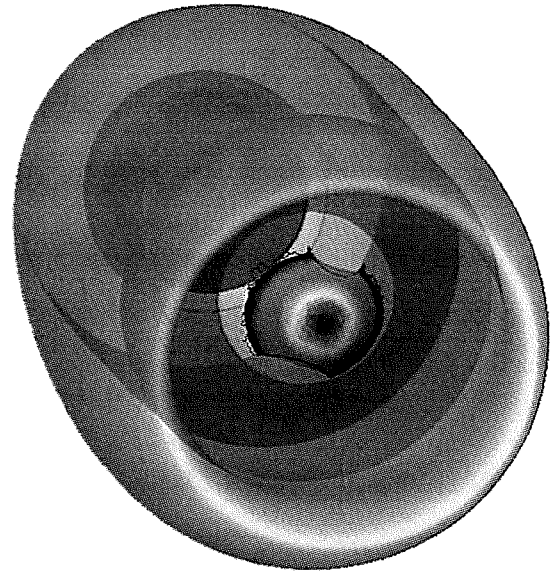


Abb 2: Fantriebwerk mit der lokalen Einfangrate projiziert auf den Spinner und mit der einhüllenden Auftrefflinie

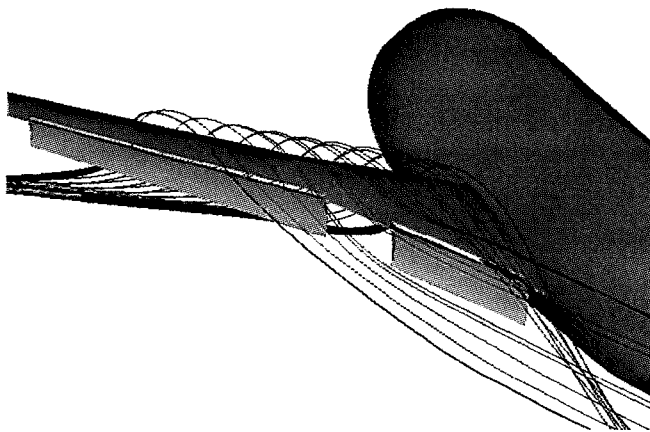


Abb 3: Trajektorien um einen Alvast- Flügel

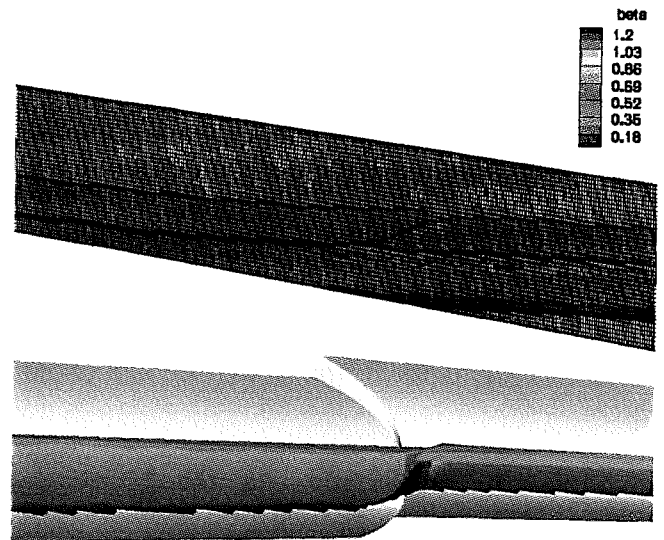


Abb 4: Teil eines Alvast-Vorflügels mit der lokalen Einfangrate, sichtbar im Startnetz (oben) und auf dem Vorflügel (unten)

Ergebnis:

Die Berechnungen sind mit einem Partikeldurchmesser von jeweils 20 Mikron durchgeführt. In Bezug auf Effizienz und Speicherverwaltung zeigt sich das Tool als leistungsstark. Die Berechnungszeiten einer Partikeltrajektorie sind im Vergleich mit anderen Tracern, wie Löhner und Darmofal, deutlich geringer. Durch die Visualisierung von Trajektorien bzw. Stromlinien ist es zusätzlich möglich besondere Strömungsphänomene besser aufzulösen.

Literatur:

- [1] Löhner R., Ambrosiano J.: A vectorized particle tracer for unstructured grids. JCP, Vol. 91, pp 22-31, ISSN 0021-9991
- [2] Darmofal D.L., Haimes R.: An analysis of 3-D particle path integration algorithm. JCP, Vol. 123, pp 182-195

Weiteres Vorgehen:

Für zukünftige Erweiterungen muss ein Reengineering in Betracht gezogen werden. Die Katalogisierung des Tools ist ebenfalls nicht abgeschlossen. Um die Effizienz zu erhöhen und den steigenden Anforderungen gerecht zu werden, wird eine Parallelisierung notwendig sein.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Keith Weinman

Institution: Institute für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709 2339

Telefax:

e-mail: keith.weinman@dlr.de

weitere Partner: D. Schwaborn, T. Knopp

Thema: Implementation and Results of DES/LES/SAS methodologies for prediction of massively separated flows.

Ausgangssituation: Traditional RANS closures do not afford the possibility to study massively separated flows due to a number of well-known reasons. In the absence of appropriate RANS methods, Large Eddy Simulation (LES) methods are the only alternative. In the case of a fully resolved LES the cost is marginally lower than DNS, and while costs are significantly reduced which wall modelled LES, for the typical aerodynamic Reynolds numbers met in practise these costs are still prohibitive. Therefore methods are required to bridge the LES and RANS modelling in an cost effective manner.

Ziel: In the case of free shear layers, if a grid is not sufficiently fine so that the resolved stress component is underpredicted, then the method should return to a RANS procedure in order to avoid undesirable affects such as Modelled Stress Depletion which can lead to prematurely induced separation. Alternatively, one might rely an wall modelling to alleviate the costs of an LES implementation, however wall modelling is open to question for non-attached boundary layer flow.

Lösungsweg: An elegant solution that has been proposed by Spalart and co-workers is the Detached Eddy Simulation (DES) methodology. The DES methodology reformulates critical terms in the transport equations for RANS turbulence models so that the model transitions automatically between LES and RANS as a non-zonal method. Typically, if the grid is fine enough to properly resolve important velocity fluctuations the model operates in a LES branch, whilst the model reverts to RANS in regions where the grid is not sufficiently fine to support properly resolved LES. Using this approach one can then design grids which do not require costly resolution in the boundary layer so that the computational cost per iteration of the method remains similar to that of URANS. A significant problem in the DES methodology is the reliance an grid scales to control the transition between LES and RANS. It should be noted that the transition between LES and RANS is required to be smooth, particularly with respect to the eddy viscosity Profile. In order to address the reliance of the DES method an the grid scales, Mentor and colleagues have devised the Scale Adaptive Simulation (SAS) method. In this method, the Von Karman length scale is chosen as a second external scale which allows the model to dynamically react to the resolved scales in the flow.

Ergebnis: Both DES and, very recently, SAS, have been implemented into the TAU code. This presentation will concentrate an some aspects of the DES implementation. In particular, since the DES method requires that the LES branch of the DES model behave as an LES model, some care is required in assessing the numerical error that may influence the behaviour of the LES branch.

Figure 1. illustrates the energy spectra that are returned for Decaying Isotropic Turbulence. The mesh is coarse ($N=32$) and is not capable of supporting a proper intertial interval. The dissipative Cut-off wavenumber is sufficiently low in the Standard implementation so that the energy contained at wavenumbers above the Cut-off Limit is reduced in comparison to experiment. By adopting additional measures, such as a skew-symmetric formulation of the inviscid flux term,

some improvement is observed in the computed result as is illustrated in figure 1(b), However, even wich the dissipative wavenumbers being shifted to the left of values observed in experiment, it has been possible to obtain good engineering solutions for problems which cannot be solved using

standard RANS techniques. Further experimentation with the DIT problem suggests that the levels of dissipation required to maintain stable operation of the solver are only slightly less than the implicit SGS scales modelled by the implicit LES filter. This is the primary reason for additional investigation into the numerical error associated with the algorithms and their implementations with the TAU Code. However, this result suggests that a MILES approach could be implemented within the TAU Code. Figure 2 Shows the influence of the MILES ansatz upon the development of the lift and drag curves obtained for the NACA0021 at 60 degrees AoA. The method remains stable even without imposition of additional treatments for the dissipation operators, however in flows where the instabilities are controlled by boundary layer instability (and the LES branch of DES must sustain turbulence in the absence of a wake), these measures are likely required. In separated aerodynamic calculations however, levels of Lift and drag are very much improved in comparison to the URANS predictions, partly since the following vortex train is better resolved resulting in a more accurate induced Lift component. The differences observed in the integral values for Lift and drag are likely due to the properties of the RANS branch of the DES model, rather than the LES branch as can be seen by inspection of the Eulerian statistics within the wake and in the boundary layer.

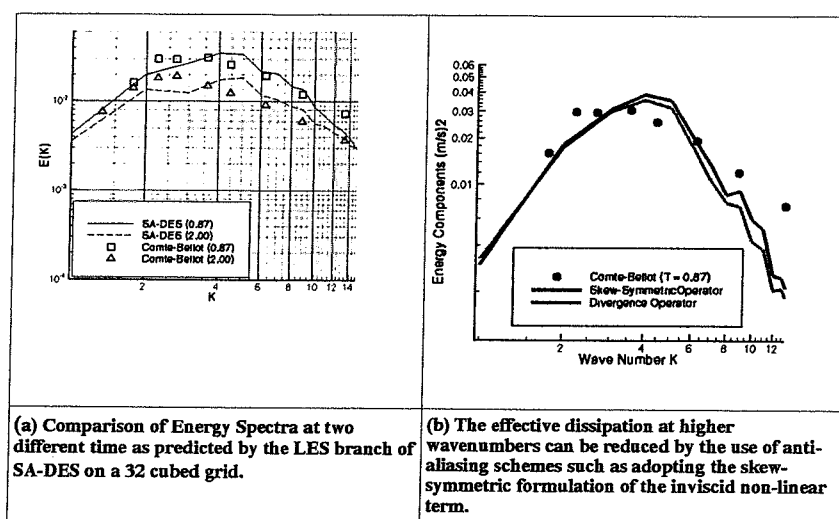
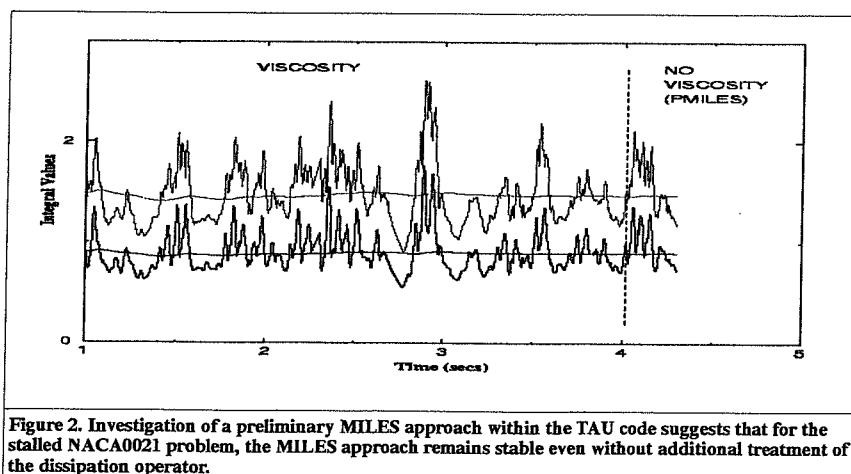


Figure 1. A comparison of the energy spectra of a Decaying Isotropic Turbulence (DIT) returned by the the LES branch of SA-DES.



Literatur:

weiteres Vorgehen: While the implementations of DES/LES within TAU have shown themselves to be very capable of use with non-attached flows, additional work is ongoing to improve many aspects of the DES/LES implementations, as well as an examination of additional RANS/LES coupling strategies. Part of this work is achieved through co-operative efforts within European projects such as FLOmania and DESider. Part of this talk will highlight the ideas which have been brought into TAU through this co-operation. Additionally, some of the problems that are being confronted within TAU as part of this implementation will be discussed.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

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
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2481
Telefax: 0531-295-2894
e-mail : fritz.boden@dlr.de

weitere Partner: Prof. Dr. Jan Delfs

Thema: Entwicklung einer neuartigen Laserschallquelle

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.

Eine Schallquelle, welche sich annähernd wie ein Monopol verhält und bei der die aufgeführten Probleme nicht auftreten, wäre deshalb wünschenswert.

Um eine solche Punktschallquelle zu realisieren, müsste dem Fluid punktuell genügend Energie (oder Masse) in kürzester Zeit berührungsfrei zugeführt werden.

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?

Lösungsweg: Basierend auf den Voruntersuchungen an der TU-Braunschweig wurde am Akustischen Windkanal (AWB) des DLR in Braunschweig ein Versuchsaufbau zum Erzeugen eines Laserknalls realisiert. Dieser Aufbau, 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 90mm (später 500mm). 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. Aufgrund des Einwirkens der gesamten Strahlenergie auf einen Punkt bildet sich kurzzeitig ein Plasma. Dies geschieht unter Aussenden einer Druckwelle, welche als Knall hörbar ist.

Die Charakteristik des entstandenen Schallfeldes wurde mit Hilfe von 1/8"-Mikrophonen im reflexionsarmen Raum des AWB untersucht. Die Mikrophone waren auf einem Kreisbogen mit dem Radius $r=1\text{m}$ äquidistant zum Laserknall angeordnet. Um verschiedene Punkte auf einer Kugelfläche zu erhalten, wurde der Mikrophonbogen in verschiedenen Winkeln zur Strahlachse ausgerichtet. Der Theorie nach sollten bei einem entstehenden Kugelwellenfeld alle Mikrophone zur gleichen Zeit das gleiche Signal empfangen. Die Aufzeichnung der Mikrophonzeitsignale erfolgte mittels eines YOKOGAWA Speicheroszilloskops mit angeschlossenem PC.

Die Frequenzanalyse wurde im Zuge des Postprocessings durchgeführt.

Ergebnis: Durch Variation der Parameter Linsenabstand, Linsenbrennweite und Laserleistung konnte ein gut reproduzierbarer Laserknall erzeugt werden. Außerdem gelang es, den Abstand des Ortes der Knallentstehung zur letzten Linse auf bis zu 900mm zu erweitern und die Qualität des Knalles zu verbessern. Die Vermessung des entstandenen Schallfeldes zeigte, dass alle Mikrophone zur gleichen Zeit das gleiche Signal (von ca. 130dB) empfangen hatten. Der Kugelwellencharakter konnte somit für diesen Abstand nachgewiesen werden.

Die erzeugten Spektren wiesen zwar ein ausgeprägtes Maximum bei ca. 50kHz auf, verliefen aber kontinuierlich über alle Frequenzen (Siehe Abbildung 2). Es sind also keine tonalen Anteile enthalten, sondern der ausgesendete Impuls ist annähernd gleichmäßig über alle Frequenzen verteilt.

Die einzelnen Mikrophonpositionen besitzen sehr ähnliche Spektren, was wiederum auf eine Kugelcharakteristik hinweist.

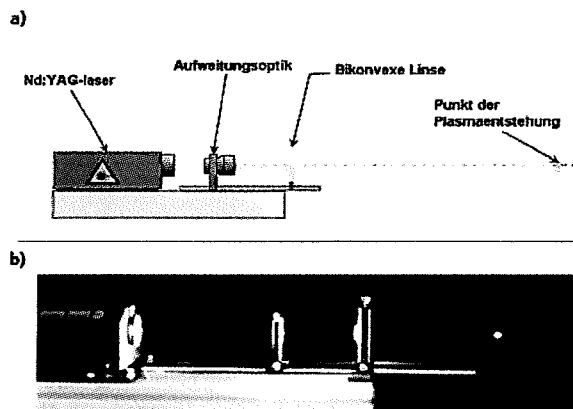


Abbildung 1: Aufbau zur Knallerzeugung (a) - schematisch b) - erzeugter Knall)

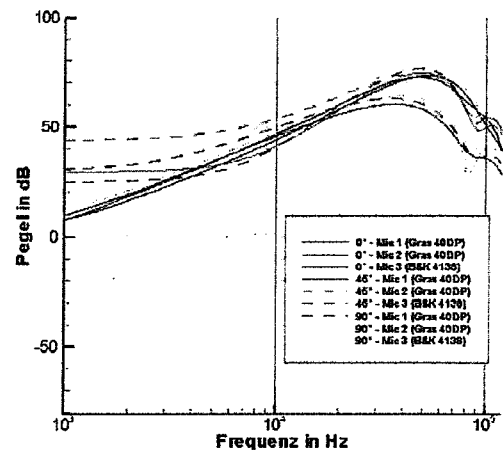


Abbildung 2: An den Messpositionen ermittelte Spektren

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: Es sind weitere genauere Untersuchungen der Charakteristik des Laserknalls geplant. Hierbei soll eine kleinere komplette Kugeloberfläche (Radius ca. 250mm) um den Knall herum bei präziserer Positionierung der Mikrophone betrachtet werden. Ausserdem sind erste Versuche im strömenden Medium vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. S.Eder, Prof. Dr.-Ing. C.Tropea

**Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
FB Maschinenbau, Technische Universität Darmstadt**

Adresse: Flughafenstr.19, 64347 Griesheim

**Telefon:
06151-16-6201**

**Telefax:
06151-16-6246**

e-mail : stephan.eder@aero.tu-darmstadt.de, ctropea@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Halbmodellmesstechnik in Windkanälen

Ausgangssituation:

Es gibt z.Zt. noch keine abgesicherten Erkenntnisse, ob es möglich ist, durch eine Veränderung der Penichegeometrie die Strömung um ein Halbmodell so zu beeinflussen, dass sie mit der des Vollmodells identisch ist. So wurden zwar u.a. numerische Untersuchungen [1] und Experimente [2] mit sogenannten 3D-Penichen durchgeführt. Eine eindeutige Formulierung für die Änderungen der Penichegeometrie gibt es jedoch nicht

Ziel:

Das Ziel des Projektes ist es, durch eine geschickte Kombination aus numerischen und experimentellen Untersuchungen den Einfluss der Größe und der Form des so genannten Peniches zu bestimmen. Es soll eine für das Peniche geeignete Geometrie gefunden werden, die die Halbmodellumströmung der Vollmodellumströmung annähert.

Lösungsweg:

Bei dem Projekt Halbmodellmesstechnik am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik soll ein völlig neues Konzept angewendet werden, um den Einfluss des Peniches zu bestimmen. Das Konzept besteht aus einem Flugzeugmodell das sowohl als Vollmodell als auch als Halbmodell verwendet werden kann. Das Vollmodell, das mit einer Drei-Stiel-Anordnung auf der externen Waage des Windkanals des Fachgebietes befestigt ist, kann in seiner Symmetrieebene geteilt werden. Für die Halbmodellmessungen wird dann eine Mittelwand in die Messstrecke des Kanals eingezogen. Es entstehen somit zwei Halbmodelle (Abb. 1). Die beiden Halbmodelle sind innerhalb der Wand miteinander verbunden und ebenfalls mit einer Drei-Stiel-Anordnung auf der externen Waage befestigt. Hierdurch wird gewährleistet, dass sich das gleiche Modell an der gleichen Stelle im gleichen Windkanal befindet. Somit können Kanal- und Geometrieinflüsse ausgeschlossen werden. Dies ist wichtig, denn je geringer die umgebenden Einflüsse sind, desto stärker treten die Einflüsse geänderter Penichegeometrien zum Vorschein. Lediglich die zusätzliche Versperrung durch die Mittelwand hat einen Einfluss, der zu berücksichtigen ist.

Das Projekt besteht aus zwei Teilen. Zuerst werden numerische Voruntersuchungen durchgeführt, um geeignete Penichegeometrien zu finden, die anschließend im Windkanal untersucht werden. Für die Numerik werden die Programme der Firma Fluent verwendet. Das simulierte Rechengebiet umfasst hierbei die Düse, die Messstrecke und den Diffusor. Als Turbulenzmodell wird das k- ϵ -Modell mit der Wandfunktion enhanced-wall-treatment verwendet. Die experimentellen Untersuchungen finden im 2,2m x 2,9m Unterschall-windkanal des Fachgebietes statt.

Ergebnis:

Neben dem Vollmodell (Referenz) wurden unterschiedliche Penichegeometrien numerisch simuliert. Die Simulationen haben zwei wesentliche Ergebnisse hervorgebracht. Zum Einen hängt die Abweichung der Beiwerte zum Vollmodell von der Penichedicke ab. Je dicker das Peniche ist, desto größer sind die Abweichungen. Eine Ursache hierfür liegt in der zusätzlichen Versperrungswirkung des Peniches. Mit dicker werdendem Peniche erhöhen sich die lokalen Anströmgeschwindigkeiten. Das zweite Ergebnis ist, dass es von Vorteil ist, das Peniche weg zu lassen, d.h. zwischen Modell und Wand einen Spalt zu lassen. Die Abweichung zwischen den Ergebnissen ohne Peniche und dem Vollmodell sind z.T. sehr gering, bzw. nicht größer als die des 2D-Peniches zum Vollmodell. Bei den beiden Halbmodellkonfigurationen stimmen die Druckbeiwerte genau in der Symmetrieebene nicht mit denen des Vollmodells überein. Ein Stück außerhalb der Symmetrieebene nähert sich die Druckverteilung der Konfiguration ohne Peniche sehr schnell der des Vollmodells an. Ein Vergleich der Druckverteilungen im Nasenbereich etwas außerhalb der Symmetrieebene zeigt, dass die Druckverteilung bei einem 2D-Peniche eine viel größere Abweichung zum Vollmodell hat (Abb. 2). Aufgrund dieser Ergebnisse werden im Windkanal neben dem Vollmodell (Referenz), Halbmodelle mit 2D-Penichen und ohne Peniche untersucht. Wie in Abb. 3 zu sehen ist, zeigen erste Experimente, dass sich die num. Ergebnisse bestätigen und sich ein Weglassen des Peniches positiv auf den Auftriebsbeiwert auswirkt. Im Bereich kleiner Anstellwinkel stimmt der Auftriebsbeiwert der Messungen ohne Peniche gut mit dem Auftriebsbeiwert der Vollmodellmessungen überein. Erst im Bereich größerer Anstellwinkel kommt es zu einer stärkeren Abweichung. Es wird davon ausgegangen, dass sich das Weglassen des Peniches positiv auf die Messergebnisse auswirkt. Ob die Ergebnisse von Halbmodellmessungen ohne Korrekturfunktionen die gleichen Ergebnisse hervorbringen wie eine Vollmodellmessung, darf zu bezweifeln sein. Aber das Weglassen des Peniches würde die Messergebnisse einander annähern und vor allem den konstruktiven Aufwand erheblich verringern.

Literatur:

[1] Milholen II : A design

methodology for semi-span model mounting geometries, AIAA 98-0758, 1998

[2] Gatlin, Parker, Owens : Advancement of semi span testing at the national transonic facility, Journal of Aircraft Vol.39, No.2 2002

weiteres Vorgehen:

Weitere Messungen werden Aufschluss darüber geben, wie sich die aerodynamischen Beiwerte in Abhängigkeit von der Breite des Spaltes zwischen Rumpf und Wand verhalten. Ebenso werden noch Korrekturfunktionen gesucht, mit denen die Ergebnisse der Messungen ohne Peniche auf die Vollmodellergebnisse übertragen werden können.

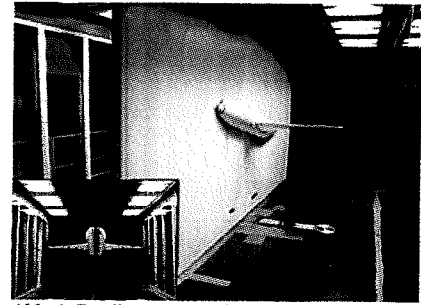


Abb. 1 Geteilte Messstrecke im Windkanal

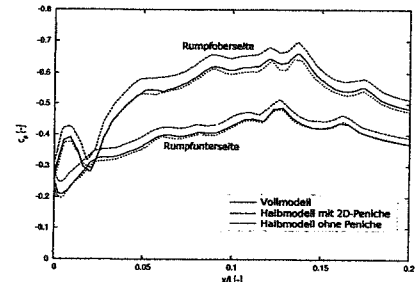


Abb. 2 Num. berechnete Druckverteilung im Nasenbereich ($\alpha = 6^\circ$; $u = 35 \text{ ms}^{-1}$)

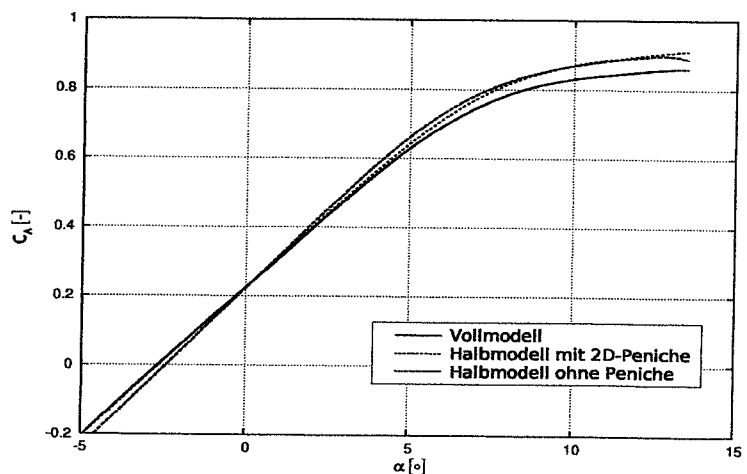


Abb. 3 Messwerte für den Auftriebsbeiwerte aus Windkanalexperimenten ($u = 35 \text{ ms}^{-1}$)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Herrig, Dr.-Ing. W. Würz, Prof. Dr.-Ing. E. Krämer

Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3424

Telefax: (0711) 685-3470

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

weitere Partner:

Thema: Akustische Messverfahren für den Einsatz in Windkanälen mit hohem Hintergrundstörmpegel

Ausgangssituation: Sowohl in der allgemeinen Luftfahrt als auch bei Windturbinen müssen in Zukunft die Lärmemissionen weiter reduziert werden. Bei letzteren dominiert unter typischen Anströmbedingungen Hinterkantenlärm hervorgerufen durch Wirbel in der turbulenten Profilhinterkanten Grenzschicht. Für die Validierung aeroakustischer Vorhersageverfahren für den Hinterkantenlärm (z.B. [1]) bzw. der damit entwickelten Profile werden genaue Messverfahren benötigt. Die Standard-Methoden sind out-of-flow Messungen mit Mikrofon-Arrays oder Richtmikrofonen in akustischen Windkanälen mit offener Messstrecke. Nachteilig daran sind die ungünstigen aerodynamischen Eigenschaften von offenen Windkanälen. Große Windkanalkorrekturen erschweren einen Vergleich mit den Verhältnissen in unendlich ausgedehnten Strömungsfeldern. Für die erforderliche aerodynamische Validierung ist daher meist eine zweite Messkampagne in einem Windkanal mit geschlossener Messstrecke erforderlich.

Ziel: Um den experimentellen Aufwand zu reduzieren und die Konsistenz der aerodynamischen und aeroakustischen Ergebnisse zu steigern, ist die Entwicklung von aeroakustischen Messverfahren für die in-flow Anwendung in Windkanälen mit geschlossener Messstrecke wünschenswert.

Lösungsweg: In vorangegangenen Untersuchungen wurden am Laminarwindkanal des IAG verschiedene Ansätze untersucht, um mit Mikrofon-Arrays Profillärm zu messen [2]. Der Übergang von klassischen Wand-Arrays zu einer in-flow Anordnung nahe der Profilhinterkante brachte letztendlich ausreichende Signal-Rausch-Verhältnisse. Nachteilig an Mikrofon-Array-Messungen bleibt aber allgemein der hohe Aufwand bei der Aufnahme und Auswertung der Daten (2,1 GB/Messpunkt), sowie der nicht unerhebliche Eigenlärm und Strömungseinfluss des Arrays.

Am Laminarwindkanal (LWK, $Tu \cong 0.02\%$) wurde deshalb aufbauend auf Arbeiten von Brooks [3] eine Methode zur Messung von Hinterkantenlärm mit Hitzdraht entwickelt [4]. Das CPV-Verfahren (Coherent Particle Velocity) basiert auf der Messung der kohärenten Schallschnelle. Bei der Berechnung des Kreuzkorrelationsspektrums G_{12} aus den Zeitsignalen mittels FFT werden inkohärente Signalanteile durch Mittelung (ca. 6500 Blöcke á 4096 Punkte) unterdrückt. Anhand der Phaseninformation kann der Frequenzbereich dominierenden Profillärms erkannt werden, da das Schalldruckfeld an der Hinterkante einen Vorzeichenwechsel aufweist (Dipolcharakter). Bei symmetrischer Anordnung der Sensoren (genauer: gleichen Schall-Laufzeiten) ergeben sich 180° Phasenunterschied unabhängig von der Frequenz. Wesentlich ist außerdem die Ausnutzung der starken sensorseitigen Richtcharakteristik zur Steigerung des Signal-Rausch-Verhältnisses. Die Ermittlung absoluter Schalldruckpegel erforderte die komplette Simulation der Schallquelle (Linienquelle) und der Richtungsempfindlichkeit der CPV-Hitzdrahtanordnung.

Ergebnisse: Im Rahmen des EU-Projektes SIROCCO wurde die CPV-Methode an gewölbten Profilen für Windkraftanlagen angewendet [5]. Es ergab sich die Möglichkeit des Vergleiches zu Array-Messungen an denselben Modellen ($t=0.4$ m) im AWB Braunschweig. Relative Unterschiede zwischen den Profilen können mit beiden Methoden auf unter 0.5 dB genau aufgelöst werden. Die Array-Quellstärken wurden auf Schalldruckpegel umgerechnet, wobei die unterschiedlichen Bezugslängen und Anströmgeschwindigkeiten berücksichtigt wurden. In Abb. 1 sind exemplarisch die Terzspektren zweier Profile jeweils aus AWB und LWK verglichen. Bei der Berechnung der Gesamt-Schalldruckpegel wurde über gleiche Frequenzintervalle integriert. Abb. 2 zeigt die zugehörigen Schallpegelpolaren. Da die messbaren Frequenzbereiche vom Auftriebsbeiwert abhängen, sind die jeweiligen Untergrenzen der Integration angemerkt. Für die Messstrecke des AWB wurden Windkanalkorrekturen basierend auf MSES-Rechnungen mit zusätzlichem Wirbelnachlauf angewandt, um auf Freifeld-Verhältnisse zu korrigieren.

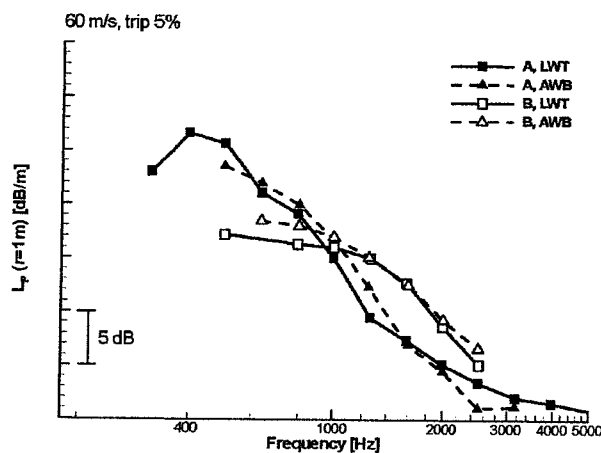


Abb. 1: Terzspektren zweier Profile in AWB und LWK, $c_a=1.0$, fix. Transition bei $x/c=0.05$, $U=60$ m/s.

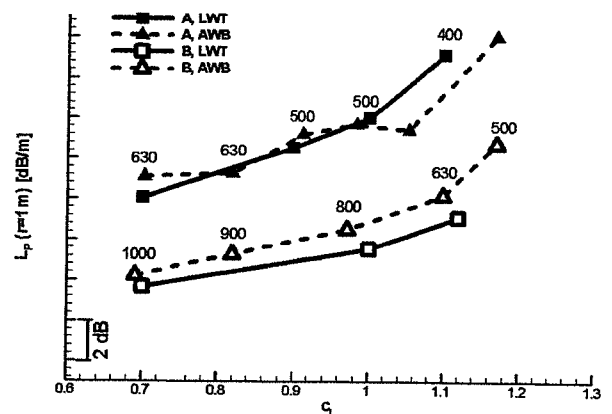


Abb. 2: Gesamt-Schalldruckpegel-Polaren, $U=60$ m/s.

Literatur:

- [1] R. Parchen: Progress report DRAW: *A prediction scheme for trailing edge noise based on detailed boundary layer characteristics*. TNO-Report HAG-RPT-980023, TNO Institute of Applied Physics The Netherlands, 1998
- [2] Guidati, S.: *Entwicklung eines akustischen Messsystems für aerodynamisch optimierte Windkanäle*, Dissertation, Universität Stuttgart, 2004.
- [3] Hutcheson, F.V.; Brooks, T.F.: *Measurement of Trailing Edge Noise Using Directional Array and Coherent Power Methods*, Proceedings of 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2002 (AIAA paper 2002-2472)
- [4] Würz, W.; Guidati, S.; Herrig, A.; Lutz, T.; Wagner, S.: *Measurement of Trailing Edge Noise by a Coherent Particle Velocimetry Method*, ICMAR Novosibirsk, 28.06.-02.07. 2004
- [5] A. Herrig, W. Würz, Th. Lutz, K. Braun and E. Krämer, S. Oerlemans: *Trailing-Edge Noise Measurements of Wind Turbine Airfoils in Open and Closed Test Section Wind Tunnels*, First International Meeting on Wind Turbine Noise: Perspectives for Control, Berlin, 17-18 October 2005

weiteres Vorgehen: Zur Steigerung der absoluten Genauigkeit sollen weitere Untersuchungen zur Abstandsskalierung und Richtungsabhängigkeit des Hinterkantenlärms im Nahfeld (Green-Funktion) erfolgen. Untersuchungen der Skalierung mit Reynolds- und Machzahl sind an drei NACA 0012 Profilen unterschiedlicher Tiefe vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: J. Leuckert, L. Hoefener, Prof. W. Nitsche

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

Adresse: Sekr. F2 Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: +49(0)30314 25438
Telefax: +49(0)30314 22955
e-mail : janin.leuckert@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: AEROMEMS 2-Konsortium, Airbus Deutschland, BAE Systems, DLR

Thema: Einsatz von thermoresistiven Oberflächensensor-Arrays zur Charakterisierung der Strömung an einem Vorflügel einer Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation:

Bei modernen Verkehrsflugzeugen wird der erforderliche Zusatzauftrieb bei Start und Landung i.d.R. durch aufwendige Klappensysteme bestehend aus Vorflügel, Hauptflügel und Hinterkantenklappen erzeugt. Da der maximal erreichbare Auftrieb durch das Einsetzen der Strömungsablösung begrenzt ist, werden im Rahmen aktueller Forschungsprojekte Anstrengungen unternommen, ablösegefährdete Strömungen durch eine gezielte periodische Anregung kohärenter Strukturen aktiv zu beeinflussen [1]. Voraussetzung für eine gezielte Beeinflussung ist die zuverlässige Detektion der relevanten Strömungsphänomene, welche den Einsatz von MEMS zeitlich und flächig hochauflösender Sensoren sowie ein leistungsfähiges Messsystem erfordert. Die jüngsten Fortschritte auf dem Gebiet der Mikrotechnologie ermöglichen zunehmend den Einsatz von MEMS-Sensoren (Micro Electro Mechanical Systems) und Aktuatoren zur Beeinflussung der Strömung. Im Rahmen des EU-Forschungsprojektes AEROMEMS 2 werden u.a. die Strömungsverhältnisse an einem Slat in einer Hochauftriebskonfiguration mit MEMS-Sensoren untersucht und mit MEMS-Aktuatoren beeinflusst.

Ziel:

Nach Abschluss von Voruntersuchungen mit einem konventionellen Oberflächenheizdraht-Array und einem leistungsfähigen Mehrkanal-Messsystem, die der Charakterisierung der Grundströmung des Vorflügels dienen [2], sollten vergleichende Messungen mit MEMS-Oberflächenheißfilm-Sensoren erfolgen, um zukünftig die systemprägenden Strukturen ebenso zuverlässig mit solchen Sensoren zu erfassen. Zusätzlich sollen die Beeinflussungsmöglichkeiten der Strömung überprüft werden.

Lösungsweg:

Zur Detektion der Strömungssituation kam ein MEMS Oberflächenheißfilm-Array bestehend aus 10 spannweitig angeordneten Einzelsensoren zum Einsatz. Zusätzlich wurde als Referenzverfahren ein Array von Oberflächenheizdrähten appliziert (Abb. 1), um die Ergebnisse der MEMS-Sensoren mit denen der Oberflächenheizdrahtmessungen zu validieren.

Die experimentellen Untersuchungen wurden im NWB-Windkanal des DLR in Braunschweig durchgeführt. Die Beeinflussung der Strömungsablösung erfolgte zum einen passiv durch die Applikation von Wirbelgeneratoren auf der Vorderkante des Slats, zum anderen wurde die Strömung aktiv durch den Einsatz von Aktuatoren sowohl durch kontinuierliches als auch gepulstes Ausblasen im Nasenbereich beeinflusst (Airbus Bremen, EADS-CRC).

Ergebnis:

In Abb. 2 sind die Zeitsignale eines repräsentativen Oberflächenheizdrahtsensors für verschiedene Anstellwinkel bei $M_\infty=0.2$ ohne Strömungsbeeinflussung dargestellt. Die geringen Schwankungsamplituden für Anstellwinkel $\alpha \leq 3^\circ$ kennzeichnen die laminare Strömung. Eine Erhöhung des Anstellwinkels führt zu einem signifikanten Anstieg der Schwankungsamplituden, wodurch die turbulente Strömung im Bereich $4^\circ \leq \alpha \leq 11^\circ$ charakterisiert wird. Die abgelöste Strömung äußert sich durch einen weiteren Anstieg der Schwankungsamplituden mit zunehmenden Anstellwinkel ($\alpha > 11^\circ$).

STAB

Zudem lassen sich sowohl die Transition als auch die Strömungsablösung anhand der RMS-Werte bestimmen. Die RMS-Werte eines ausgewählten MEMS-Sensors bei unbeeinflusster und passiv beeinflusster Strömung sind in Abb. 3 vergleichend dargestellt. Es wird deutlich, dass die Transition durch den Einfluss des Wirbelgenerators zu geringeren Anstellwinkeln verschoben wird. Außerdem zeigt sich die ablöseverzögernde Wirkung der passiven Beeinflussung durch die Verlagerung des signifikanten Anstieges der RMS-Werte zu größeren Anstellwinkeln, welcher durch die hohen Schwankungsanteile in einer abgelösten Grenzschicht verursacht wird.

Obwohl konstruktionsbedingte Einflüsse des Nasenbereiches zusätzliche Störungen erzeugten, konnten die Strömungsverhältnisse des Vorflügels mit und ohne Strömungsbeeinflussung sowohl mit dem Oberflächenhitze Draht-Array als auch mit dem MEMS-Oberflächenheißfilm-Array erfolgreich charakterisiert werden.

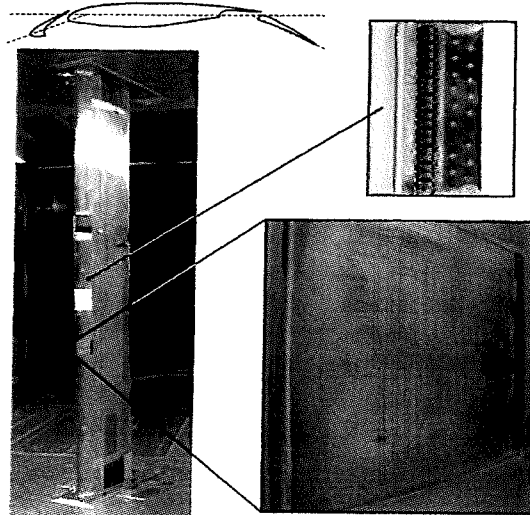


Abbildung 1: Hochauftriebskonfiguration mit einem Oberflächenhitze Draht-Array und einem spannweiten MEMS Oberflächenheißfilm-Array auf der Saugseite des Vorflügels

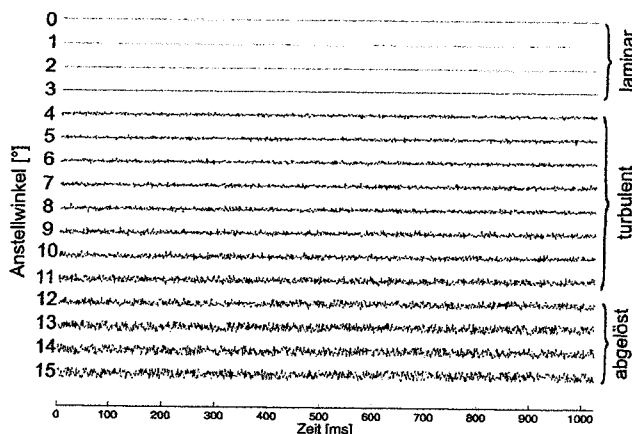


Abbildung 2: Zeitsignale der unbeeinflussten Strömung eines ausgewählten Oberflächenhitze Drahtes ($x/c_{\text{Slat}}=0.78$) bei variablen Anstellwinkeln, $M_\infty=0.2$

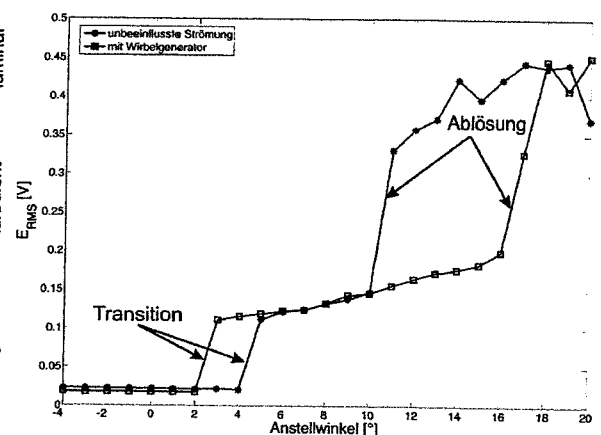


Abbildung 3: Vergleich der RMS-Werte der unbeeinflussten und passiv beeinflussten Strömung eines ausgewählten MEMS Oberflächenheißfilm-Sensors ($x/c_{\text{Slat}}=0.78$) bei variablen Anstellwinkeln, $M_\infty=0.2$

Literatur:

- [1] R. Petz, W. Nitsche: Active Separation Control on a High-Lift Configuration by a Periodically Pulsating Jet, 24th ICAS, Yokohama, Japan, 2004
- [2] Pätzold, A.: Wandschubspannungsmessungen an einem Vorflügel in einer Hochauftriebskonfiguration mit Hilfe eines Mehrkanal-Messsystems / ILR der TU Berlin. 2003. – Diplomarbeit

Datum: Berlin, September 2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: T.J. Möller, H.-G. Büsing

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 391 2991
Telefax: 0531 391 5952
e-mail: t.moeller@tu-bs.de

weitere Partner: F. Decker, Volkswagen AG

Thema: Experimentelle Studie zur Regenabscheidung an Kraftfahrzeugen

Ausgangssituation:

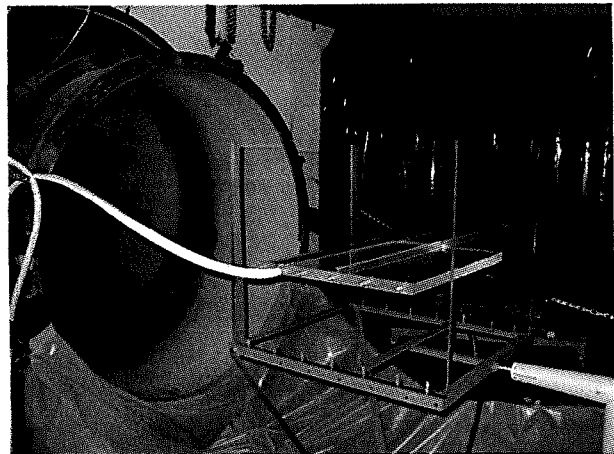
Der Verschmutzung von Kraftfahrzeugen ist von großer Bedeutung für die eigene Sicherheit und die der anderen Verkehrsteilnehmer, da eine Sichtbehinderung durch verschmutzte Scheiben eine große Gefahr darstellen kann. Dieses Phänomen lässt sich in eine Reihe komplexer Vorgänge aufteilen. Dies ist zum einen die Bewegung der Tropfen in der Atmosphäre und zum anderen die Wechselwirkung der Regentropfen mit der Fahrzeugoberfläche. Außerdem ist der Schubspannungsgetriebene Wandfilm zu beachten. Bislang ist die Prognosegüte numerischer Verfahren [1] für den Fahrzeugentwurf der Auswirkungen der Strömung aufgrund der Fahrzeugform auf die Regenabscheidung an der Karosserie nicht ausreichend. Da das Zusammenwirken der einzelnen Teilprobleme sehr komplex ist, gelingen zwar qualitativ gute Ergebnisse, die aber für detaillierte Untersuchungen an bestimmten Punkten des Fahrzeuges nicht genau genug sind.

Ziel:

Um zukünftige numerische Verfahren zu bewerten, sind Vergleiche der Rechnungen mit Messdaten aus Windkanalversuchen an einfachen Geometrien nötig. In einem ersten Schritt soll die zeitliche Entwicklung eines Wasserfilms an einer generischen Wasserfangleistengeometrie und das zugehörige Geschwindigkeitsfeld untersucht werden. Das Wachstum des Wasserfilms als Funktion der Zeit und das zugehörige Geschwindigkeitsfeld der Luftströmung sollen erfasst werden, so dass diese Daten zur Validierung numerischer Verfahren eingesetzt werden können.

Lösungsweg:

Die Messungen werden am Großem Gitterkanal Braunschweig (GGB) des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig durchgeführt. Zur Vermessung der Geschwindigkeitsfelder wurde die Particle Image Velocimetry (PIV) verwendet. Dabei wurde eine Ebene senkrecht zum Modell in der Symmetrieebene für verschiedene Strömungsfälle untersucht. Um einen reibungslosen Ablauf der Messungen zu gewährleisten, wurde zunächst ein Vormodell gebaut, mit dessen Hilfe eventuell auftretende Probleme erkannt und im Voraus gelöst werden sollen. Die Bestimmung der Wasserfilmdicke wurde der Lichtschnitt mittels einer Camcorder beobachtet. Dem Wasser wurden Seedingspartikel zu gegeben, dadurch konnte die Oberfläche des Wasserfilms eindeutig detektiert werden.



Ergebnis:

Abb. 1 zeigt exemplarisch einen Verlauf der Wasserfilmhöhe über der Zeit für die Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 41,2 \text{ km/h}$. Die Höhe des Wasserfilms steigt über die Zeit im Mittel nicht sehr stark an. Entgegen der Annahme breitet sich der Wasserfilm nicht keilförmig aus, sondern hat über die gesamte Länge, von den Wellenbergen abgesehen, eine konstante Höhe. Das kontinuierlich zuströmende Wasser verteilt sich also in etwa gleichmäßig auf die gesamte vom Wasser bedeckte Fläche.

Abb. 2 zeigt das Ergebnis einer FFT der Filmdicke. Er weist ein deutliches Maximum bei einer Frequenz von 5,5 Hz auf, was mit dem zugehörigen Verlauf der Filmdicke übereinstimmt. Bei der mittleren Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 60$ km/h ist bereits kein Filmwachstum mehr auszumachen. Sobald Wasser aus der Zufuhr entweicht, wird es erfasst und zum L-Profil transportiert, so dass kein durchgängiger Film entsteht, sondern nur vereinzelt kleinere Wasserflächen. Der Verlauf der Übertritte ist weitgehend unabhängig von dem zugeführten Wasservolumenstrom. Abb. 3 zeigt eine Gesamtansicht der Luftströmung um das L-Profil ohne Wasserfilm bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 41,2$ km/h. Es zeigt sich deutlich, dass die Strömung durch das Profil erst in einem Abstand von etwa 2 cm beeinflusst wird. Vor dem Profil staut sich die Strömung. Durch die Verdrängungswirkung der aufgestauten Strömung findet in einem großen Bereich oberhalb des Profils eine leichte Beschleunigung statt. In der ungestörten Strömung lässt sich bereits die Grenzschicht erahnen. Hinter dem Profil bildet sich ein Nachlauf aus, der erwartungsgemäß mit steigendem Abstand von dem Profil wächst. Der Bereich unmittelbar hinter dem Profil weist ebenfalls eine Rückströmung auf. Es zeigt sich bei der Untersuchung der Strömung mit Wasserfilm, dass dieser den Einfluss des L-Profiles auf die Strömung reduziert. Abb. 4 zeigt den Einfluss des Wasserfilms auf die Luftströmung.

Filmdicke / mm

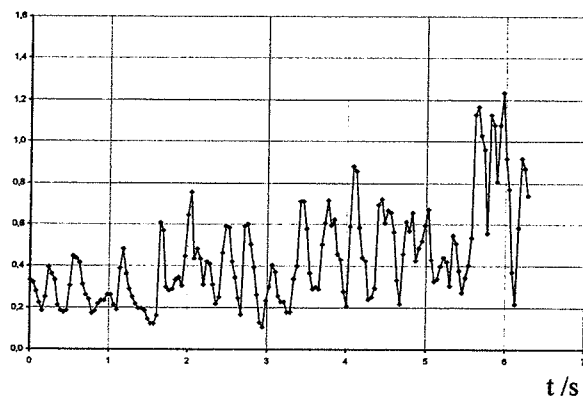


Abbildung 1: Verlauf der Filmdicke als Funktion der Zeit für $U_\infty = 41,2$ km/h

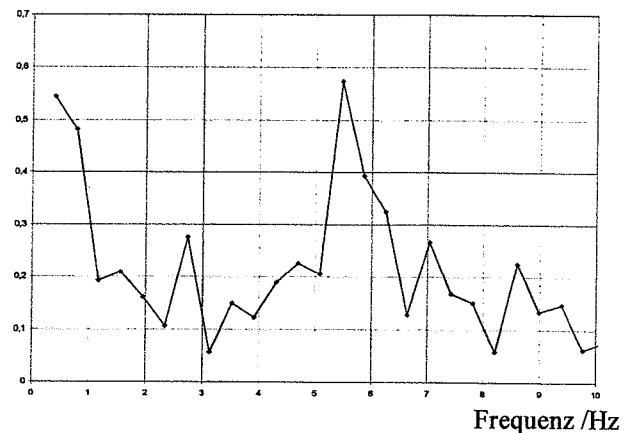


Abbildung 2: FFT der Filmdickenzeitfunktion für $U_\infty = 41,2$ km/h

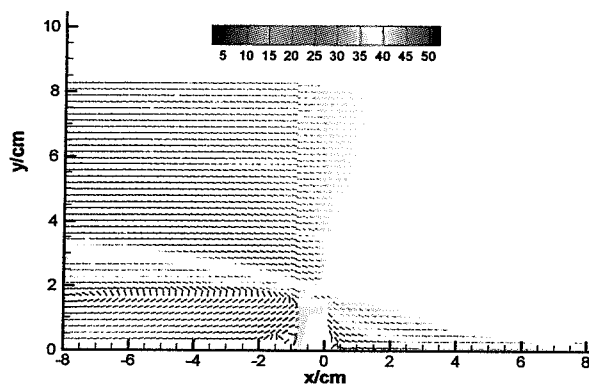


Abbildung 3: Gesamtansicht der Umströmung des L-Profiles des $U_\infty = 41,2$ km/h

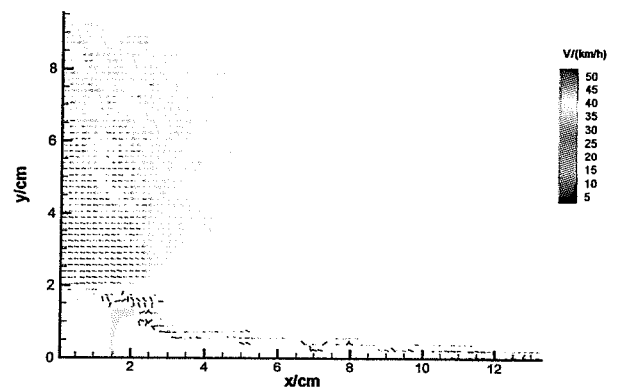


Abbildung 4: Strömungsfeld um Wasserfilm nach Erreichen des L-Profiles, $U_\infty = 41,2$ km/h

Literatur

- [1] Islam, M.: Advanced Topics in the Simulation of External Vehicle Flows at Audi, 4th MIRA International Vehicle Aerodynamics Conference, Warwick, 2004
- [2] Büsing, H.-G.: Experimentelle Studie zur Regenabscheidung an Kraftfahrzeugen, Studienarbeit 483, TU Braunschweig, 2005

weiteres Vorgehen:

In den folgenden Messungen werden weitere detaillierte PIV Messungen in der Grenzschicht ausgeführt. Außerdem soll der Einfluss des Anstellwinkels der ebenen Platte sowohl auf das Strömungsfeld als auch auf dem Wasserfilm untersucht werden.

Datum: 02.09.05

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: J. Ortmanns

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: keine

Thema: Untersuchungen von Grenzschichtströmungen mit Mikro-PIV (μ PIV)

Ausgangssituation: In der Vergangenheit konnte gezeigt werden, dass eine direkte Bestimmung der Wandschubspannung mit der Particle Image Velocimetry möglich ist. Zum Einsatz kam ein 2D2C-PIV-System bestehend aus einer CCD-Kamera (*Sensicam*) mit einem TAMRON 180/3.5 Makro Objektiv und einem Doppelpulslasersystem. Es konnte eine Messgenauigkeit von 1.62 % erzielt werden, vgl. [1].

Durch den Einsatz eines Fernmikroskops in Verbindung mit einer hochauflösenden CCD-Kamera (*PCO 4000*) kann ein Vergrößerungsfaktor von 4.2 bei hoher räumlicher Auflösung erreicht werden, wodurch eine Steigerung der Messgenauigkeit möglich ist.

Ziel: Das Ziel ist der Einsatz eines μ PIV-Systems zur Bestimmung des Geschwindigkeitsfeldes in Grenzschichtströmungen an einer ebenen Platte für verschiedene Reynoldszahlen.

Lösungsweg: Die Messungen wurden im Leisen Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig (LNB) durchgeführt, siehe [2]. Die Grenzschicht wurde an einer ebenen Platte mit den Abmaßen $400 \times 10 \times 1000 \text{ mm}^3$ und einer elliptischen Vorderkante mit einem Achsenverhältnis von 6:1 für eine Messmatrix aus Länge $x = [0.4, 0.8] \text{ m}$ und Geschwindigkeit $U = [8, 16] \text{ m/s}$ untersucht. Eine Transitionsfixierung wurde durch Aufbringen eines Stolperdrahts von $d = 1.5 \text{ mm}$ und eines Rauigkeitsbands mit 60er Körnung 30 mm hinter der Vorderkante für die Lauflänge $x = 0.8 \text{ m}$ erreicht. Bei der kürzeren Lauflänge handelt es sich um eine ungestörte Grenzschichtströmung.

Das *Infinity K2* Fernmikroskop ausgerüstet mit einer *CFI* Frontlinse und zwei *TR-Tubes* besitzt einen Vergrößerungsfaktor von 4.2 bei einem Abstand von 272 mm zum Messobjekt. Durch den Einsatz einer *PCO 4000* Kamera kann so ein Skalierungsfaktor von $SF = 1/463 \text{ mm/px}$ erreicht werden. Die Schwierigkeiten von Mikro-PIV bei Messungen über eine größere Distanz liegen in dem hohen Absorptionsgrad der Optik. Aus diesem Grunde ist es erforderlich, für eine maximale Laserintensität in der Messebene und durch lokales Zuführen von Seeding für eine ausreichende Konzentration an Tracerpartikeln zu sorgen. Um Modellreflektionen zu vermeiden, wird der Lichtschnitt wandparallel in die Messstrecke eingebracht und durch zwei Zylinderlinsen in der Messebene fokussiert. In wandnormaler Richtung wird der Laserstrahl optisch nicht beeinflusst, sodass die volle Laserleistung zur Verfügung steht. Um ein lokales Seeding zu erreichen, wird ein Vorratsvolumen mit Ölnebel aus einem kommerziellen Nebelgenerator befüllt und anschließend durch eine Zuleitung direkt vor die Platten-vorderkante geleitet. Durch den Unterdruck in der Messstrecke gelangt das Seedingmaterial ohne Energieeintrag als feiner Nebelstrahl über die Platte zur Messebene.

STAB

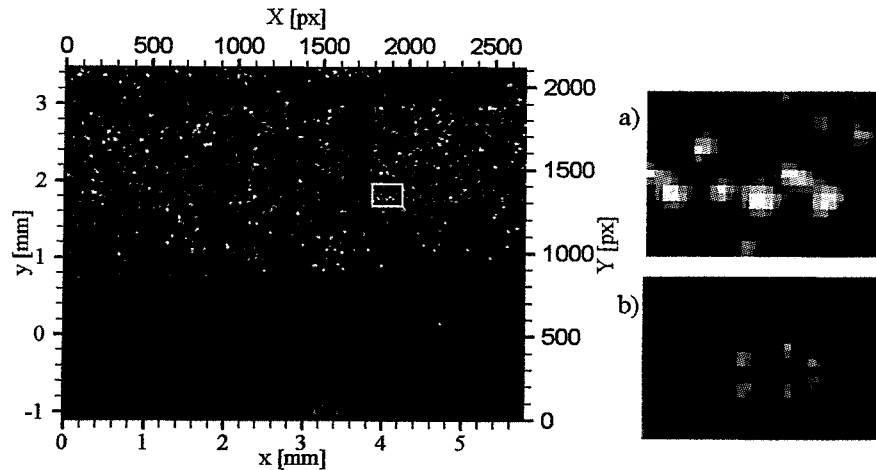


Abbildung 1: Partikelbild. Partikelabbildungen bei μ PIV im Detail, vgl. a), in Wandnähe kann die Existenz der Platte durch Spiegelung der Partikel bestimmt werden, vgl. b).

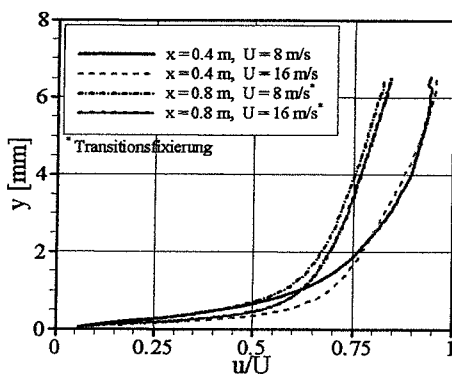


Abbildung 2: Gemessene Geschwindigkeitsverteilungen (eine Entdimensionalisierung der räumlichen Dimensionen kann aufgrund der unbekannten Grenzschichtdicke nicht durchgeführt werden).

Durch Visualisierungen konnte sichergestellt werden, dass keine Störung aufgrund der Seedingkonstruktion auf der Seite der Platte mit der Messebene entsteht. Die gemessene Partikelbildverschiebung wurde mit Hilfe der Software *PIVVIEW3C* unter Verwendung von rechteckigen Auswertefenstern der Größe $[X, Y] = [256, 64] \text{ px}^2$ und einem Overlap von 50 % ausgewertet, was zu einer räumlichen Auflösung von $[x, y] = [0.276, 0.069] \text{ mm}^2$ führt.

Ergebnis: Es muss festgestellt werden, dass die Partikel durch das Fernmikroskop erheblich größer abgebildet werden, als es bei Standard-PIV der Fall ist. Durch das Einbringen des Laserstrahls in einen wandparallelen Schnitt können Modellreflektionen vollständig vermieden werden. Das Seeding kann

durch Visualisierungsmethoden so eingestellt werden, dass gezielt in der Messebene eine hohe Teilchenkonzentration erreicht werden kann, vgl. Abbildung 1. Abbildung 2 zeigt die gemessenen Geschwindigkeitsverteilungen. Für eine Steigerung der Messgenauigkeit muss eine weitere Anpassung der Auswerterroutinen an die veränderten Partikelbilder erfolgen.

Literatur: [1] J. Ortmanns, C.J. Kähler: Untersuchungen zur direkten Bestimmung der Wandschubspannung mit der Particle Image Velocimetry. Mitteilung, STAB Jahresbericht 2004, S. 211, 2004.
[2] <http://www.tu-braunschweig.de/ism/institut/wkanlagen>

Weiteres Vorgehen: Durch eine gezielte Anpassung der Auswertung im wandnächsten Bereich wird eine detaillierte Bestimmung der Wandschubspannung angestrebt. Des Weiteren soll ein Vergleich zwischen dem 2D2C-PIV-Standardsystem [1] und dem hier vorgestellten Einsatz des Fernmikroskops zeigen, welche Probleme und Grenzen mit dieser Technik verbunden sind.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: J. Ortmanns, M. Bitter, 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: keine

Thema: Untersuchungen dynamischer Aktuatorstrukturen in Wechselwirkung mit einer turbulenten Grenzschicht

Ausgangssituation: In der Vergangenheit konnte gezeigt werden, dass es mit pneumatischen Wirbelgeneratoren gelingt, Ablösung zu vermeiden [1, 2]. Darüber hinaus ist bekannt, dass durch eine pulsierende Beeinflussung der Wirkungsgrad verbessert werden kann. Frequenz f und Duty-Cycle Δ können unter Berücksichtigung des zu beeinflussenden Strömungsfeldes gezielt verändert werden. Um das Potenzial der dynamischen Beeinflussung voll auszuschöpfen, muss die Wechselwirkung zwischen Wirbel und einer ablösenden turbulenten Platten-grenzschicht bekannt sein.

Ziel: Bestimmung des zeitlichen Entstehens und Abklingens eines dynamischen Durchmischungsprozesses in einer turbulenten Grenzschicht mit hochauflösender 3C2D Particle Image Velocimetry.

Lösungsweg: Zur Beantwortung dieser Fragestellung wurden im Wassenumlaufkanal Braunschweig (WUB) an einer ebenen Platte die Messungen durchgeführt. Die Transitionslage der entstehenden Grenzschicht wurde kurz hinter der Plattenvorderkante mit einem 1.5 mm dicken Messingdraht und einem Rauigkeitsband mit 60er Körnung fixiert. Die mit dem Dichteunterschied zwischen Luft und Wasser entstehenden optischen Probleme wurden durch den Einsatz von zwei Prismen behoben, die in das Wasser eingetaucht wurden.

Die Grenzschichtbeeinflussung erfolgt durch einen schräg gestellten Schlitz ($\beta = 45^\circ$) mit der Breite $b = 0.314$ mm und der Höhe von $h = 10$ mm. Durch diese Anordnung wird ein in Hauptströmungsrichtung geneigter Wirbel erzeugt, dessen Durchmischungswirkung impulsreiches Fluid in wandnahe Regionen befördert [1, 3]. Die Grenzschichtdicke an der Stelle des Aktuators betrug $\delta \approx 16$ mm. Gesteuert wurde die Dynamik des Aktuators durch ein *SIRAI* Mikromagnetventil, welches eine minimale Schaltzeit von $t_S < 10$ ms besitzt. Der Durchfluss wurde mit Hilfe eines Schwebekörperdurchflussmessers bestimmt.

Die Untersuchungen wurden für zwei Geschwindigkeitsverhältnisse von $\lambda = v_{jet}/U = 2.5$ und 5, zwei Frequenzen $f = 1$ Hz und 2 Hz und die Duty-Cycle $\Delta = [75, 80, 85, 90, 95]$ % sowie für den Referenzfall des statischen Ausblasens durchgeführt. Durch die Wahl dieser Frequenzen und Duty-Cycle stellte sich am Ende des Einstromvorganges eine dem stationären Fall vergleichbare Strömung ein. So kann schrittweise das Auseinanderwachsen zwei nachfolgender Aktuatorstrukturen bestimmt werden.

STAB

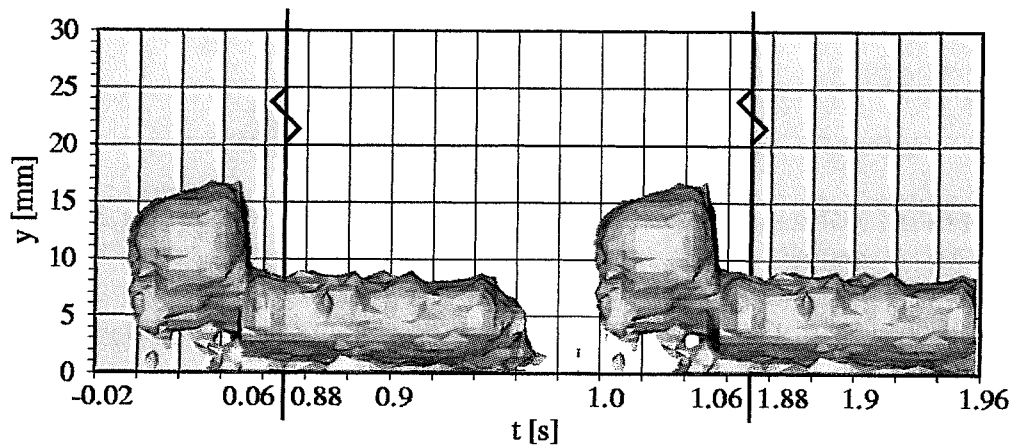


Abbildung 1: Darstellung kohärenter Strukturen durch Isokontur-Darstellung ($\Delta u = \pm 0.04$ m/s) des relativen Geschwindigkeitsfeldes. Den Ergebnissen liegen Messungen zu 30 Zeitpunkten im weiß hinterlegten Zeitraum zu Grunde – in der restlichen Zeit herrscht ein quasi stationärer Strömungszustand ($f = 1$ Hz, $\Delta = 80$ %).

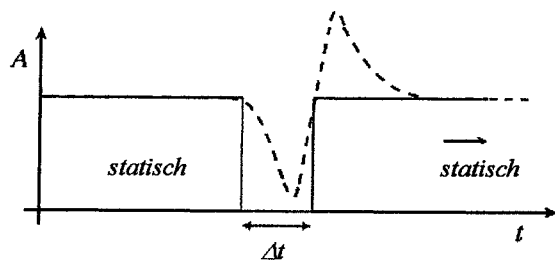


Abbildung 2: Verhalten der Strömung auf das Eingangssignal bei hohem Duty-Cycle (schematisch); Durchgezogen: Ventilsignal, gestrichelt: beobachtetes Antwortverhalten

Ergebnis: Es konnte gezeigt werden (vgl. Abbildung 1), dass eine direkte Übertragung des Eingangssignals auf die Strömung nicht erfolgt, was auch zu erwarten war. Ferner kann beobachtet werden, dass ein zügiges Abklingen der Struktur nach Beendigung des Ausströmens erfolgt. Der gravierende Unterschied zum Strömungszustand mit statischen Ausblasen ergibt sich durch den Start des Aktuatorprozesses: Die Struktur ist von ihrer räumlichen Ausdehnung wesentlich größer und damit verbunden sind auch

die Strukturen des entstehenden Startwirbels; schematische Darstellung in Abbildung 2. Weitergehende Analysen sollen zeigen, in wie weit gerade der Startprozess zur Vermeidung von Ablösung beiträgt oder ob er eher von untergeordneter Bedeutung ist.

Literatur:

- [1] J. Ortmanns, C. J. Kähler: *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.
- [2] P. Scholz, J. Ortmanns, C. J. Kähler, R. Radespiel: *Performance Optimization of Pulsed Jet Actuator Arrays*. CEAS/KATnet Conference on Key Aerodynamic Technologies, 20-22 Juni, Bremen, 2005.
- [3] P. Scholz, J. Ortmanns, C. J. Kähler, R. Radespiel: *Influencing the Mixing Process in a Turbulent Boundary Layer by Pulsed Jet Actuator Arrays*. In: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer, Sept. 2005.

weiteres Vorgehen: Detaillierte Analyse der Einflussparameter auf die Dauer des Entstehungs- und Abklingverhaltens der wirkenden Wirbelstrukturen.

Datum: 27.01.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

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 ~~198~~klätten.

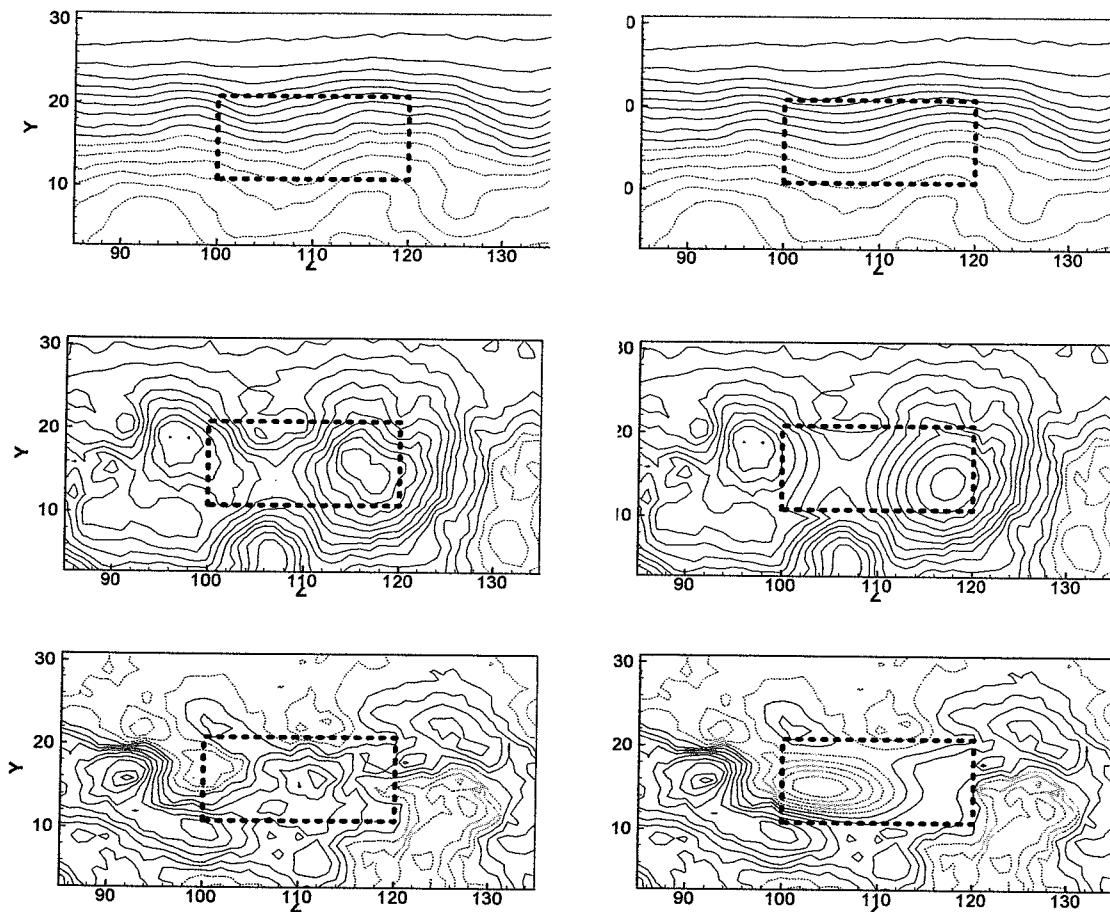


Abbildung 1: Vergleich der im gestrichelten Rechteck per Kriging berechneten Geschwindigkeitsfelder (rechte Spalte) mit den tatsächlich gemessenen Werten (linke Spalte). Von oben nach unten: x -, y - bzw. z -Komponente.

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:

Nachdem sich gezeigt hat, dass die Rekonstruktion ausgeblendeter Bereiche bzw. Linien in der spannweiten Geschwindigkeitskomponente weniger gut funktioniert als in den anderen beiden Komponenten, sollte zunächst die tatsächlich vorhandene Varianz von Datenpunkt zu Datenpunkt bestimmt und zur Verbesserung des Varianz-Modells dieser Komponente verwendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: I. Rudolph, M. Reyer, W. Nitsche

Institution: Technische Universität Berlin

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

Telefon: 030/314-21373

Telefax: 030/314-22955

e-mail: ilka.rudolph@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: -

Thema: Untersuchungen zur Visualisierung und Quantifizierung von Wandschubspannungsfeldern mit Hilfe der Infrarot-Thermografie

Ausgangssituation:

Die genaue Kenntnis der Wandschubspannung an Strömungskörpern ist in der Strömungsmechanik von großer Bedeutung. In den letzten Jahren wurden daher auch verschiedene Messverfahren zur Bestimmung der Wandschubspannung weiterentwickelt und erprobt. Die meisten dieser Messverfahren sind sensorbasierte Techniken. Der Nachteil sensorbasierter Messverfahren ist jedoch, dass sie lediglich lokale Informationen liefern und zudem u. U. die Strömung beeinflussen können. Die Infrarot-Thermografie wurde in der Vergangenheit erfolgreich zur flächigen Visualisierung von Strömungsphänomenen wie Ablösung und Transition eingesetzt, [1]. Auch quantitative Informationen konnten gewonnen werden, die jedoch, wie bei den sensorbasierten Techniken, lediglich auf lokale Wandschubspannungen begrenzt waren, [2].

Ziel:

Im Rahmen dieser Arbeit soll gezeigt werden, dass die Infrarot-Thermografie auch zur flächigen qualitativen und quantitativen Bestimmung der Wandschubspannung einsetzbar ist. Ziel der Untersuchungen ist die Ermittlung zuverlässiger Korrelationen zur Quantifizierung der Wandschubspannung anhand der aus den Infrarotdaten gewonnenen flächigen Temperaturinformation. Zudem sollen Untersuchungen zur Visualisierung der Wandschubspannung mit Hilfe der Infrarot-Bilddaten durchgeführt und unterschiedliche Bildauswertungsmethoden erprobt werden.

Lösungsweg:

Zur Ermittlung der Kalibrationsparameter zur Quantifizierung der Wandschubspannung wurden Infrarotmessungen an einer beheizten ebenen Platte durchgeführt. Als Referenzverfahren kam in diesen Versuchen eine Wandschubspannungswaage zum Einsatz. Anhand der so gewonnenen Informationen über die zeitliche und räumliche Temperaturänderung wurde untersucht, welche Größen sich am besten für eine Korrelation mit der Wandschubspannung eignen.

Die Untersuchungen zur Visualisierung der Wandschubspannung wurden an einer Zylinderstumpfumströmung durchgeführt. Anhand der Bilddaten dieser Infrarotmessungen wurden mit Hilfe verschiedener Auswertungsmethoden der modernen Bildanalyse aussagekräftige Bildreihen zur Wandschubspannungsvisualisierung erstellt und mit Ölanstrichbildern verglichen.

Ergebnis:

Mit Hilfe der während der Messungen an der beheizten ebenen Platte gewonnenen Infrarotdaten konnten zwei unterschiedliche Korrelationsansätze zur Quantifizierung der Wandschubspannung gefunden werden. Bei beiden Ansätzen wird dazu die zeitliche Temperaturentwicklung an einem Bildpunkt analysiert. Im ersten Ansatz wird die Fläche unter der Abkühlkurve über einem charakteristischen Zeitintervall mit der Wandschubspannung korreliert, siehe Bild1 links. Der zweite Ansatz approximiert die Temperaturentwicklung mit Hilfe eines Polynoms zweiten Grades und benutzt einen Polynomkoeffizienten zur Korrelation, Bild1 rechts. Die aus den Untersuchungen resultierenden Kalibrationsfunktionen sind in Bild1 dargestellt.

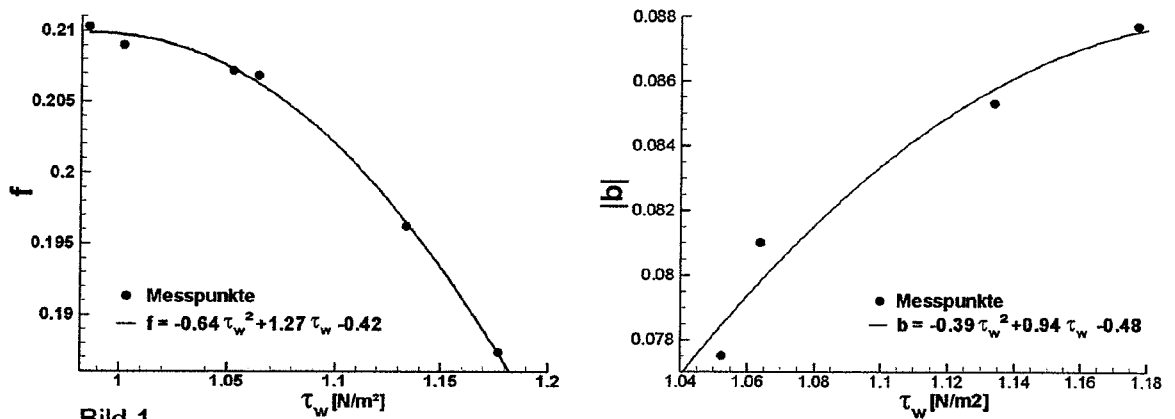


Bild 1

Zwei Ergebnisse der Wandschubspannungs-Kalibrationen. Links: Kalibration mit Hilfe der "Flächenkalibration", Rechts: Kalibration mittels der "Polynom-Kalibration"

Ein Ergebnis der Visualisierung der Wandschubspannungsverteilung einer Zylinderstumpfumströmung ist in Bild2 zu sehen. Bei der Auswertung der Infrarot-Bilddaten stellten sich Differenzbilder als besonders aussagekräftig heraus. Auf der linken Seite in Bild2 ist ein Ölanstrichbild der Zylinderstumpfumströmung zu sehen, die rechte Seite zeigt ein Differenzbild von Infrarotaufnahmen derselben Strömungskonfiguration. Obwohl das Differenzbild im Gegensatz zum Ölanstrichbild eine Momentaufnahme der Wandschubspannung repräsentiert, weisen die Bilder eine deutliche Ähnlichkeit auf. Die typischen Strukturen einer Zylinderstumpfumströmung, wie der Hufeisenwirbel, die Ablösung am Zylinderfuß, der Nachlauf und das Ablösegebiet sowie die Wiederanlegelinie auf der Oberseite des Zylinders sind in dem Temperatur-Differenzbild sehr gut zu erkennen.

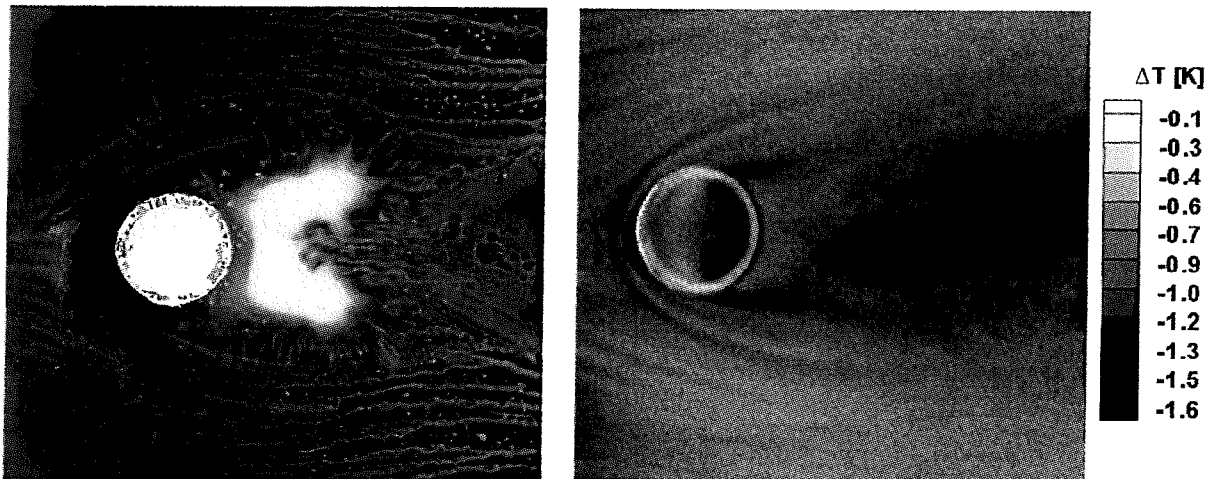


Bild 2

Visualisierung der Umströmung eines Zylinderstumpfes bei einem Verhältnis von Höhe zu Durchmesser von $H/D = 2$ und einer Reynolds-Zahl von $Re = 2 \cdot 10^4$. Links: zeitlich mittelndes Anstrichbild mit Hilfe des Kaolin-Verfahrens, Rechts: Momentaufnahme als Temperaturdifferenzbild aus der Infrarot-Thermografie

Literatur:

- [1] Y. Le Sant, M. Marchand, P. Millan, J. Fontaine, An overview of infrared thermography techniques used in large wind tunnels, Aerospace Science and Technology 6 (2002), p. 355-366
- [2] R. Mayer, R.A.W.M. Henkes, J.L. van Ingen, Wall-shear stress measurement with quantitative IR-thermography, Symposium on Advanced Aerodynamic Measurement Technology 1997

weiteres Vorgehen:

Die beschriebenen Kalibrationsmethoden wurden an einer ebenen Platte bereits validiert. Ein nächster Schritt ist nun insbesondere die Übertragung dieser quantifizierenden Methoden auf komplexere Strömungskonfigurationen und deren Erweiterung auf instationäre Strömungen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: R. Stahlbaum, T.J. Möller, R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 391 2991
Telefax: 0531 391 5952
e-mail: t.moeller@tu-bs.de

weitere Partner: M. Ullrich, Volkswagen AG

Thema: Development of Numerical and Experimental Simulation for Cooling of Batteries

Ausgangssituation:

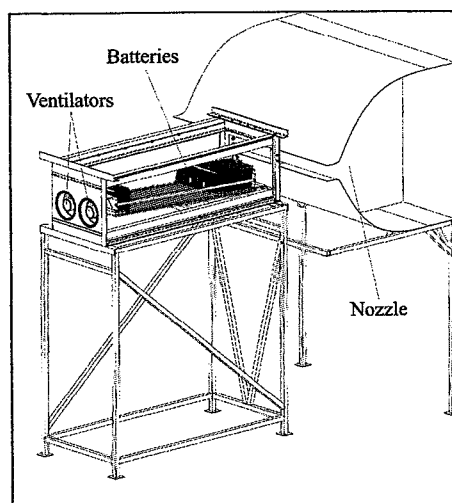
In industrial design processes it is helpful and cost reducing to have a validated numerical simulation methodology at hand. Previous works mainly focused on the experimental evaluation of the thermal behaviour of existing battery packs [1] and the module design, but less is published regarding to a validated numerical model, which is the subject of the present work.

Ziel:

The objective of the present work is to establish a validated simulation methodology for air cooling of batteries that can be used in the industrial design process. Therefore an experimental test rig should be set up using a pack of prismatic batteries.

Lösungsweg:

A test rig was constructed and build up, to experimentally simulate the flow field around a pack of prismatic batteries. Well defined and reproducible boundary conditions are needed for these simulations, so first the quality of the inflow is analysed. A dummy module was used to measure the pressure loss at different positions in the pack for the validation of 3D simulations of the flow field inside a cooling gap. The 3D simulations were done with different degree of simplification. Finally the flow field outside the gap was investigated experimentally. Particle Image Velocimetry (PIV) was used to obtain detailed data for the validation of planned 2D simulations.



Ergebnis:

A contour plot of the velocity component in channel or stream wise direction is given in figure 1. The flow is entering the module on the top and is directed downwards. At the cooling gap inlet the distribution is homogeneous. The cylindrical spacers then displace the fluid which leads to an acceleration. Behind the spacers there are wakes created. On the side of the rectangular part on the left edge of the computational domain the flow is further accelerated due to blockage. In the wake of this channel detail the velocity is reduced and the pressure is increased. Because of this higher pressure more fluid moves along the right side, represented by a higher velocity. The flow field in the channel is little affected by this. It is dominated by the wake of the circular terminal in the middle of the gap. These mentioned non uniformities in the flow field cause the pressure gradient to vary.

The pressure along the dash-dotted line is displayed as a function of the dimensionless channel length in figure 2 together with five measurements done with the dummy module. The dummy module was placed at different locations in the battery pack. The pressure falls nonlinearly with the gap length. The measurements cannot resolve the detailed variations of pressure. However, the measurements seem to reproduce the numerical trends. Note that the experimental pressure loss changes over the gap number and so does the experimental volume flow. Detailed measurement of the gap volume flow is needed to perform quantitative computations due to the low resolution of the pressure tabs on the dummy surface. For the full detail computation only one sixth of one cooling gap was used. As the mesh had $3.8 \cdot 10^6$

cells it follows that a numerical simulation of the flow field in the complete test section with full detail is not possible. One has to choose simplifications. One possibly is to model the gap flow pressure losses using a porous medium model, which is implemented in most of the commercial CFD software as an option. This model is usable in 2D as well as in 3D simulations of the overall test section.

The distribution of the Reynolds Stresses $\overline{u'^2}$ and $\overline{v'^2}$ is presented in figure 3. The component $\overline{u'^2}$ is large in the area of the redirection of the free jets. This area corresponds to the lower part of the recirculations. The Reynolds stress $\overline{v'^2}$ has its maximum in the centre of the jets. It seems that the flow out of the cooling gaps is turbulent whereas the Reynolds number of 300 indicates the flow inside the cooling gap should be laminar.

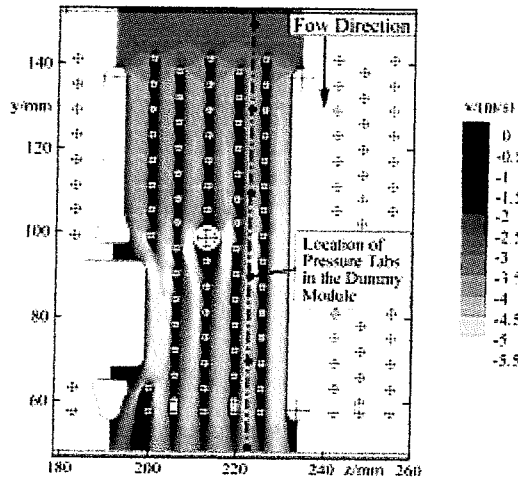


Figure 1: Velocity field in the symmetry plane of the cooling cap

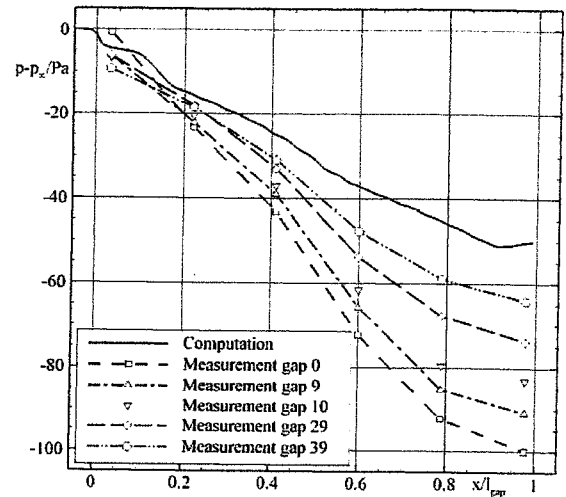


Figure 2: Comparison of pressure losses along the cooling gap, $P = 42.35 \text{ W}$

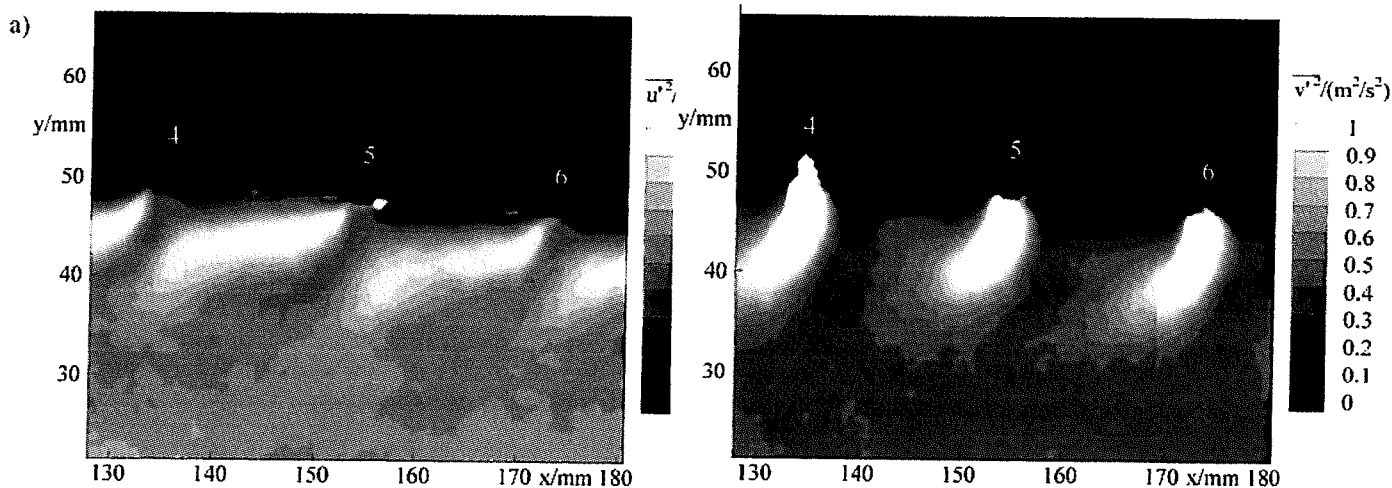


Figure 3: Measured Reynolds stresses at one of the free streams, $\overline{u'^2}$ (left), $\overline{v'^2}$ (right)

Literatur

- [1] Vlahinos, A.; Kelly, K.; Rugh, J.; Pesaran, A.: Improving Battery, Thermal Management Using Design for Six Sigma Process, 20th, Electric Vehicle Symposium, Long Beach, CA, November 15–18, 2003.
- [2] Stahlbaum, R., Möller, T.J., Radespiel R.: Development of Numerical and Experimental Simulation for Cooling of Batteries, SAE technical paper 2006-01-0826, 2006

weiteres Vorgehen:

Progress in the numerical part of the project will be done with 2D computations first. The pressure loss over the cooling gap length can be modelled as a porous medium. The current and further PIV measurements will be used for validation then. The computational grids will have cell numbers of about $1.8 \cdot 10^6$. The mentioned three dimensionality will be investigated in 3D computations. The pressure loss will be modelled using a porous medium. The meshes are expected to reach cell numbers of at least $22 \cdot 10^6$. Computations taking full detail into account will remain not practical.

Datum: 18.01.2006

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Tarik Barth Tel. 0531 295-3310 Tarik.Barth@dlr.de
Dr.-Ing. Ognjan Božić Tel. 0531 295-3326 Ognjan.Bozic@dlr.de

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefax 0531 295-2320

Thema: Auslegung einer Untersuchungsanlage zur Gasbeschleunigung
mittels des Magnet-Gas-Dynamik-Effektes.

Ausgangssituation:

Gegenwärtig wird dem Magnet-Gas-Dynamik-Effekt ein ausgeprägtes Interesse entgegengebracht. So dient dieser z.B. der Beschleunigung eines (teilweise) ionisierten Gases auf Hyperschallgeschwindigkeiten mittels Elektromagnetfelder (Lorenzkraft). Hierzu werden ferner die strömungs- und thermodynamischen Phänomene numerisch simuliert und ausgewertet, mit dem Ziel, die physikalischen Gesetzmäßigkeiten besser verstehen zu können.

Ziel:

In dieser Arbeit soll ein Untersuchungsanlage konzipiert werden, mit der es möglich ist, eine Gasbeschleunigung zu realisieren, bei der ein MGD-Beschleuniger zum Einsatz kommt.

Lösungsweg:

Der Lösungsweg umfasst zwei Teilabschnitte. Im ersten Teil gilt es unter Anwendung der eindimensionalen Stromfadentheorie die Abmessungen und Zustandsgrößen der einzelnen Systemkomponenten zu berechnen und eine konzeptionelle Gesamtgeometrie daraus abzuleiten. Hierzu wird das bei der Verbrennung entstehende Rauchgas ($N_2 + H_2O$) als isentrop, adiabat behandelt. Die Reibungsverluste werden durch Korrekturfaktoren erfasst.

Der zweite Abschnitt beinhaltet die dreidimensionale numerische Simulation der strömungs- und thermodynamischen Aspekte bezüglich der ausgelegten Versuchsanlage. Die Simulationsergebnisse gilt es mit dem Auslegungszustand zu vergleichen.

Ergebnisse:

Die Vorauslegung kommt zu dem Ergebnis, dass bei Anwendung des MGD-Effektes im Diagnostikkanal eine Strömung mit $Ma \approx 5$ möglich ist. Im Vergleich dazu verringert sich die Machzahl ohne MGD-Effekt gemäß der eindimensionalen Berechnungen auf $Ma \approx 3$.

Für die dreidimensionalen numerischen Berechnungen wird ersichtlich, dass sich im Beschleuniger und Diagnostikkanal ein oszillierender Verlauf der Zustandsgrößen (Druck, Temperatur usw.) sowie der Machzahl ergeben. Der maximale Amplitudenwert tritt dabei stets an den geometrischen Übergängen der einzelnen Systemkomponenten (Lavaldüse $\leftrightarrow$ MGD-Beschleuniger usw.) auf und verringert sich anschließend mit zunehmender Strömungslänge, siehe Bild 1.

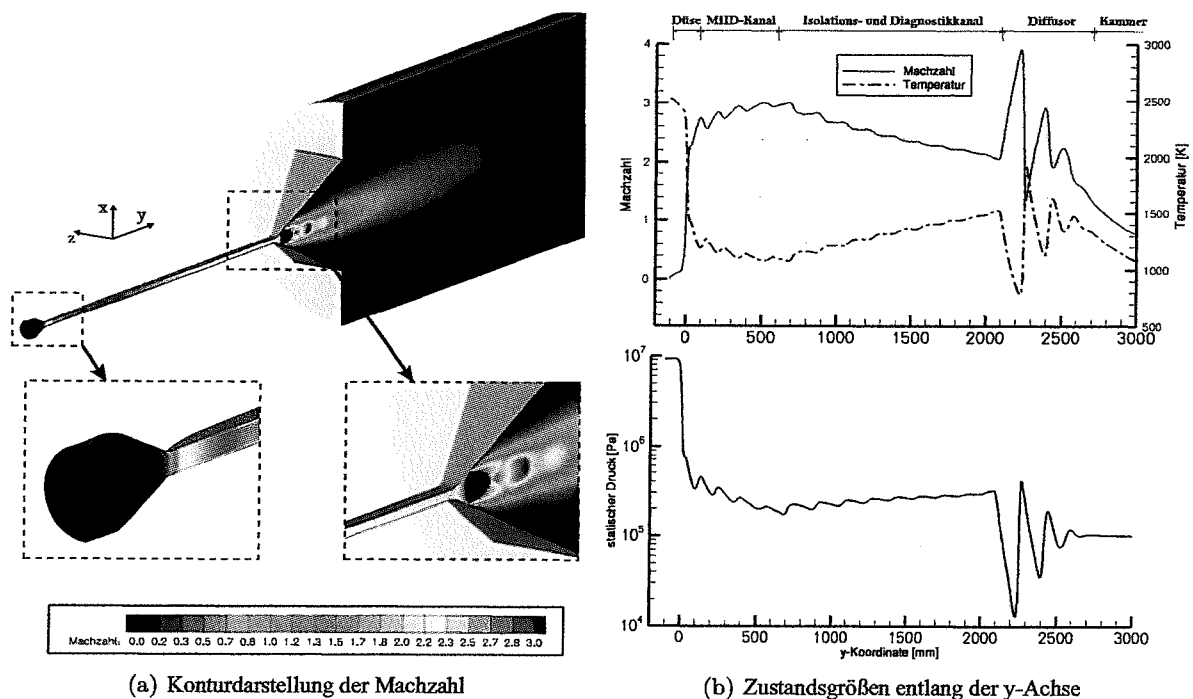


Bild 1: Simulationsergebnisse für $\dot{m}_{RG} = 2.06 \text{ kg/s}$ (ohne MHD-Einfluss).

Die räumliche Simulation zeigt außerdem, dass die Reibungseffekte weitaus größer sind als sie durch die ein- und zweidimensionalen Berechnungen vorgegeben werden. Folglich ist die Machzahl im Kanalaustritt geringer als angenommen ($Ma_{1/2D} \approx 3.0 \leftrightarrow Ma_{3D} \approx 2.1$). Die höheren Reibungsverluste rufen größere Temperaturen und statische Drücke hervor. In diesem Zusammenhang empfiehlt es sich, im MGD-Beschleuniger den Anstieg des statischen Druckes aufgrund der Reibungseffekte durch eine erweiterte Querschnittsvergrößerung in kinetische Energie umzuwandeln. Entsprechendes gilt für die Kanalströmung, wobei auch hier eine leichte divergente Geometrie den Druckanstieg kompensieren kann.

Weiteres Vorgehen:

Im nächsten Schritt gilt es die geometrische Gestaltung der Versuchsanlage auf ihren Einfluss zur Entstehung des oszillierenden Kurvenverlaufs hin zu überprüfen und bezüglich der gemachten Ausführungen zur divergenten Kanalgeometrie zu optimieren. Des Weiteren sollte eine gekoppelte Simulation durchgeführt werden, um den ausgelegten MGD-Beschleuniger sowie dessen Wirkungsweise näher zu analysieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Alexander Heidebrecht

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2175
Telefax: 0531/295-2320
E-Mail: alexander.heidebrecht@dlr.de

Thema:

Ein numerisches Fernfeldmodell zur Untersuchung des Einflusses von Modellaufhängungen eines transsonischen Windkanals mit geschlitzten Wänden (ETW, siehe [1]).

Ausgangssituation:

Windkanalkorrekturen für transsonische Windkanäle (siehe [2]) lassen sich schlecht bestimmen, da sich erstens der Einfluss der für transsonische Versuche nötigen geschlitzten Wände nicht ohne weiteres vorhersagen lässt und zweitens die lineare Überlagerung der einzelnen anderen Korrekturfaktoren mit zunehmender Machzahl ungenau wird, wenn lokal Überschallgeschwindigkeit erreicht wird.

Ziel:

Mithilfe numerischer Berechnungen kann ein komplettes Strömungsfeld berechnet werden, sodass keine Überlagerung einzelner Störfaktoren innerhalb der berechneten Strömung nachvollzogen werden muss. Das DLR-Projekt „*ForMEx*“ hat zum Ziel, die bestehenden Korrekturmethode von Windkanälen mithilfe von CFD-Rechnungen weiter zu verbessern. Eine der Aufgaben ist es, verbesserte Korrekturen für den ETW zu finden, wobei der Schwerpunkt auf der Modellaufhängung liegt. Ziel ist außerdem, das Rechenmodell überschaubar, d.h. die Punktzahl der benutzten Netze gering zu halten.

Lösungsweg:

Zunächst musste die Geometrie des Windkanals (Abbildung 1) vereinfacht werden, denn den kompletten Kanal inklusive des Zulaufs, der geschlitzten Wände, der großen Plenumskammer und des Wiedereintritts aus dieser Kammer in den Kreislauf in einem Rechennetz abzubilden, hätte erstens Punktzahlen deutlich über 20 Millionen erfordert, außerdem wäre, wie Rechnungen innerhalb des EU-Projektes *HiReTT* (siehe [3]) gezeigt haben, nicht sicher, ob die Ergebnisse mit der Physik übereinstimmen, da die Strömung um die Schlitze und am Wiedereintritt stark von Wirbeln und Sekundärströmungsphänomenen bestimmt wird, außerdem ist die Kombination transsonischer Strömung (Kanal) mit völlig inkompressibler (Plenum) noch ein großes Problem aktueller CFD-Codes.

Da aber ohnehin der Schwerpunkt der Untersuchung auf der Aufhängung liegen sollte, und die geschlitzten Wände einen vergleichsweise geringen Einfluss auf die Umströmung der Aufhängung haben, wurde beschlossen, die Wände gar nicht zu betrachten und nur die Aufhängung selbst abzubilden. Dabei wurde (Abbildung 2) der Sektor, auf dem der Stiel befestigt ist, über die Position der (entfernten) Wände hinaus verlängert, um die Stromlinien nicht nach oben oder unten abzulenken. Das nötige Ausmaß dieser Verlängerung wurde in einer kurzen Parameterstudie so ermittelt, dass eine weitere Verlängerung die Strömung in der Nähe des Windkanalmodells nicht weiter beeinflusst, und liegt bei 7 m nach oben und unten.

Zum Vergleich mit dem Windkanal wurde eine Axialsonde nachgerechnet, die im Windkanal für Kalibrierungsmessungen benutzt wird. Da der Strömungszustand zwischen Fernfeld und Modellstandort nicht exakt übereinstimmt, wurde die Machzahl am Fernfeld bei konstanten Totalgrößen jeweils so weit erhöht, dass sich auf der Sonde am Modellrotationspunkt (Abbildung 1), der gleiche Zustand wie im Versuch einstellt.

Ergebnis:

Es wurde eine Geometrie erzeugt, die, einer freien Strömung ausgesetzt, die Einflüsse der Modellaufhängung im ETW wiedergibt.

Ein Vergleich der Druckverläufe (Abbildung 3) auf der Kalibriersonde zeigt gute Übereinstimmung mit dem Experiment. Eine Abweichung in Form eines ansteigenden Druckgradienten ist jedoch auszumachen. Der Grund ist, dass im realen Kanal die Stellung der Wände so kalibriert ist, dass möglichst kein Gradient herrscht. Da im Fernfeld-Modell keine Wände abgebildet werden, ist die Stauwirkung des Sektors voll im Druckverlauf wiederzufinden. Da es sich jedoch um einen im Bereich des Modells bekannten konstanten Gradienten handelt, kann der erzeugte hydrostatische Vortrieb durch Korrektur des Widerstands von anderen Effekten der Modellaufhängung getrennt werden.

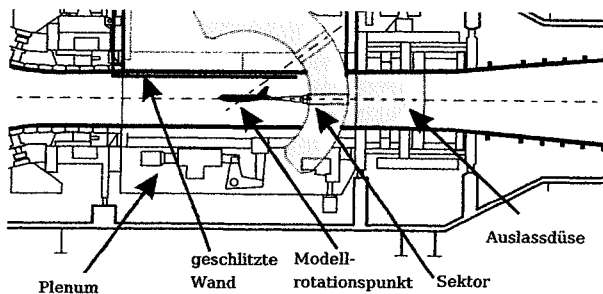


Abbildung 1: Schematische Darstellung der ETW-Messstrecke

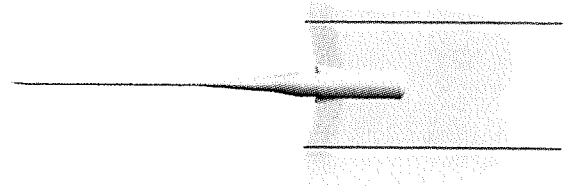


Abbildung 2: Sektor und "second throat" nach oben und unten über die Wände hinaus verlängert, mit Axialsonde für Kalibrierung

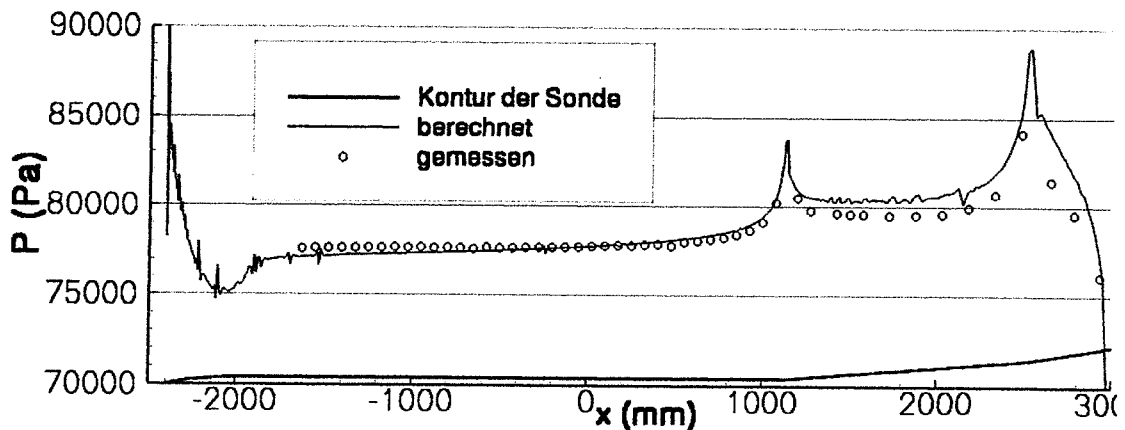


Abbildung 3: Druckverlauf entlang der Axialsonde; Vergleich zwischen Rechnung im Fernfeld und Messung im Windkanal

Literatur:

- [1] ETW-Internetseite: <http://www.etw.de>
- [2] J. Quest: **Tunnel Corrections in ETW**; Technical Memorandum ETW/TM/99024, März 1999; ETW, Köln
- [3] R- Collercandy et al.: **Application of CFD for wall and sting effects**; HiReTT report HIRETT/TN/AF/RCo/WP2.2/31102003, Oktober 2003; Airbus France

Weiteres Vorgehen:

Erste Rechnungen mit Modell sind bereits erfolgt. Geplant: Polarenrechnungen mit Strömungs-Strukturkopplung, um Modelldeformation zu erfassen, Untersuchung des Einflusses verschiedener Halterungen. Es ist noch zu klären, inwiefern der Machzahl-Gradient in den Rechnungen durch andere Effekte als hydrostatischen Vortrieb (z.B. Einfluss auf Ablöselinien und Stöße) die Ableitung von Korrekturvorschriften behindern kann.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Adams	134	Kachanov	93	Ries	93
Alkishriwi	146	Kähler	42, 196	Rist	130, 132, 198
Allen	50	Klinkov	103	Robinson	116
Alrutz	52	Kloker	93, 130	Rudolph	200
		Kniesner	142	Rütten	52
Babucke	130	König	158		
Ballmann	105	Konrath	60	Saric	144
Barth	204	Kovar	71, 160	Sartorius	93
Baysal	132	Kozmar	73	Schaupp	170
Bitter	196	Krämer	188	Schmid	58
Boden	184	Kreplin	36	Schneider	64
Borodulin	93	Krömer	162	Scholz	42
Bozic	95, 97, 204	Krumbein	38	Schöning	66
		Kumar	105	Schramm	118
Breitsamter	50, 54, 58	Le Chuiton	62	Schrauf	89
Bui	148	Leopold	75	Schüleln	70, 71, 120
Burgmann	83	Leuckert	190	Schütte	60
Büsing	192	Longo	95, 97, 114, 118	Schwöppe	154
				Seiler	79
Dankert	111	Lüdeke	60	Send	44
Dobriloff	28			Sesterhenn	87, 164, 170
Domhardt	30	Mack, A.	107	Smorodsky	93
		Mack, Chr.	87	Soda	91
Eder	186	Mahle	164	Srulijes	81
Eggers	99	Majic	124	Stahlbaum	202
Eisfeld	150	Mannini	77	Steimle	128
Enk	152	Mellado	164	Stemmer	172
Estorf	101	Möller	192, 202		
		Mundt	122	Thimm	174
Fischer	32			Thorwald	122
Friedrich	164, 170	Nastase	109	Trofimov	120
Furmann	54	Nayeri	136	Tropea	138, 140, 144, 186
		Nitsche	28, 30, 46, 190, 200		
Gaudlitz	134	Nitzsche	126		
Gauger	176			Vollmer	176
Göksel	136	Olivier	105	Voß, T.-P.	46
Grote	34	Ortmann	166	Voß, R.	126
Grundmann	138	Ortmanns	42, 194, 196		
Guyot	70			Wagner, C.	174
Hannemann, K.	112, 118	Otto	111	Wagner, S.	93
Hannemann, V.	107, 112			Weinman	182
Heidebrecht	206	Paschereit	136	Widhalm	178, 180
Hein	85	Peltzer	46	Würz	93, 188
Heinrich	154	Petz	28		
Henning	56	Petz	30	Yin	68
Herrig	188	Pfingsten	168		
Hoefener	190			Zurheide	48
Hubel	140	Radespiel	42, 101, 202		
Huppertz	48				
		Rechenberg	136		
Iatrou	50	Reckzeh	40		
Jakirlic	142, 144, 156	Reimann	112, 114		
		Rein	103		
Jester-Zürker	156	Reyer	200		