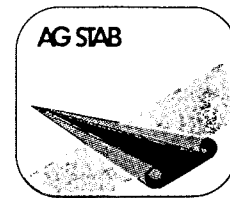


AG STAB



JAHRESBERICHT

1998

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunkthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Tagungsband des 11. DGLR/AG STAB-Symposium	17
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	18
Einladung zum 9. AG STAB-Workshop, 1999	21
Statistik zu den „Mitteilungen“	22
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	23
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	27
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	291

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 128 "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 27 bis 35), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträgen zu den Fachkreisen sind in drei Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α, β -tisch nach Verfassern sortiert. Seite 22 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf den Seiten 291 und 292 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Die Materialsammlung für die Jahresberichte soll möglichst effektiv gestaltet werden. Beachten Sie bitte hierzu die Hinweise auf Seite 14. Für den Fall, daß Sie selbst eine "Mitteilung" verfassen möchten, finden Sie auf Seite 15 und 16 die entsprechenden Blanko-Seiten.

Wichtig:

Die Jahresberichte werden nur noch an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **1999**, 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 AG STAB-Gremien. Dieser Personenkreis erhält unaufgefordert ein Exemplar.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 220 Exemplaren. Einige Restexemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Göttingen, im Mai 1999

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 1999"

Name:

Geschäftsstelle der AG 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" (AG 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 AG STAB).

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

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
- DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung" München, 19./20.09.1979
- "Memorandum über zukünftigenationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" Oktober 1979
- DGLR-Programm-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Bonn, 30.06./01.07.1980
- Programmpräsentation anlässlich der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980

- Programm der Arbeitsgemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung" September 1980
- Programmpräsentation im Bundes-
ministerium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981
- 3. DGLR-Fachsymposium
"Strömungen mit Ablösung" Stuttgart, 23.-25.11.1981
- Konstituierung des Kuratoriums
und Neuorganisation der Arbeits-
gemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-
Leitung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivi-
täten in der Bundesrepublik
Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anlässlich der ILA '82
"Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07./08.03.1983
- 4. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Göttingen, 10.-12.10.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- Neue Impulse für die Strö-
mungsforschung und Aerody-
namik -; Vortrag von H.-G.
Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01.-03.10.1984
- 5. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" München, 09./10.10.1986
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10./11.11.1987
- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik" Markdorf, 18./19.10.1988

- 6. DGLR-Fach-Symposium
- 7. DGLR-Fach-Symposium
- 8. DGLR-Fach-Symposium
- 9. DGLR-Fach-Symposium
- 10. DGLR-Fach-Symposium
- 11. DGLR-Fach-Symposium

Braunschweig, 08.-10.11.1988
 Aachen, 07.-09.11.1990
 Köln-Porz, 10.-12.11.1992
 Erlangen, 04.-07.10.1994
 Braunschweig, 11.-13.11.1996
 Berlin, 10.-12.11.1998

- 4. STAB-Workshop
- 5. STAB-Workshop
- 6. STAB-Workshop
- 7. STAB-Workshop
- 8. STAB-Workshop

Göttingen, 08.-10.11.1989
 Göttingen, 13.-15.11.1991
 Göttingen, 10.-12.11.1993
 Göttingen, 14.-16.11.1995
 Göttingen, 11.-13.11.1997

- Kurs "Application of Particle Image Velocimetry, PIV"

Göttingen, 15.-19.03.1993
 Göttingen, 14.-18.03.1994
 Göttingen, 06.-10.03.1995
 Göttingen, 04.-08.03.1996
 Göttingen, 03.-07.03.1997
 Göttingen, 03.-06.03.1998
 Göttingen, 01.-03.03.1999

Vorschau:

- 12. DGLR-Fach-Symposium
 "Strömungen mit Ablösung"

November 2000

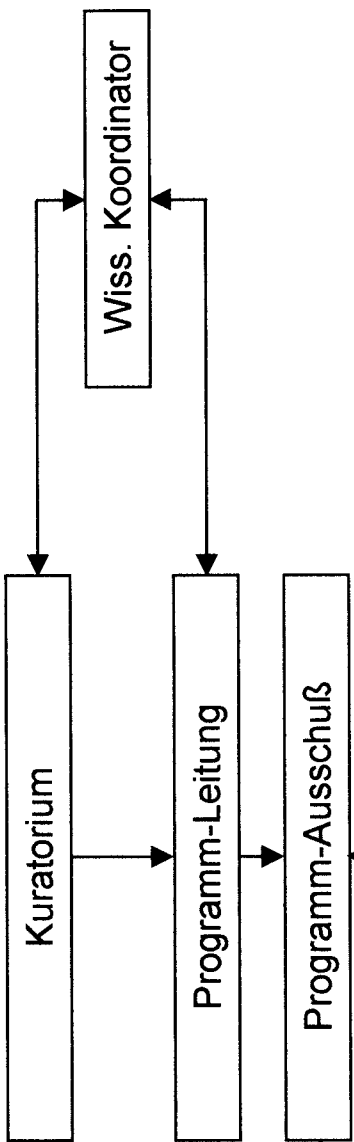
- Kurs "PIV"

Göttingen, 06.-10.03.2000

- 9. STAB-Workshop

Göttingen, 09.-11.11.1999

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", AG STAB Organigramm



Fachkreise	Projektgruppen	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Antriebe und Rotoren	Stumpfe Körper/ Rümpfe	Laminarhaltung 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)
Prof. Dr. Kröll	<u>(Sprecher)</u>	(DLR, Köln)
Dr. Lachenmeier		(DFG, Bonn)
Prof. Dr. Laschka		(DGLR, Bonn)
Prof. Madelung		(TU München)
Dipl.-Ing. Schmidt		(MTU, München)
NN		(Fairchild-Dornier, Weßling)
Dr. Stüssel	<u>(Stellv. Sprecher)</u>	(DC Aerospace Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer		(DLR, Köln)
NN		(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Prof. Dr. Ballmann	(RWTH, Aachen)
	Tel.: 0241 / 804636; Fax: 0241 / 8888126
Dr. G. Eitelberg	(DNW, Emmeloord)
	Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Dr. Hennig	(DC Aerospace, LFK, München)
	Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461
Dipl.-Ing. Hilbig	<u>(Sprecher)</u>
	(DC Aerospace Airbus, Bremen)
	Tel.: 0421 / 538-2751; Fax: 0421 / 538-5034
Dr. John	(DC Aerospace, München)
	Tel.: 089 / 607-24911; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. Körner	(DLR, Braunschweig)
	Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)
	Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270
Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)
	<u>(Stellv. Sprecher)</u>
	Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. W. Nitsche	(Technische Universität Berlin)
	Tel.: 030 / 314-22110; Fax: 030 / 314-22955
Prof. Dr. Oertel	(Universität Karlsruhe)
	Tel.: 0721 / 608-2368; Fax: 0721 / 696727
Dipl.-Ing. Polz	(Eurocopter Deutschland, München)
	Tel.: 089 / 6000-3658; Fax: 089 / 6000-6888
NN	(Fairchild-Dornier, Weßling)
Dr. Weiland	(DC Aerospace, München)
	Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-21118

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede (DC Aerospace Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3671; Fax: 0421 / 538-4486
Flügel kleiner Streckung	Dipl.-Ing. Cucinelli (DC Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-29172; Fax: 089 / 607-29766
Antriebe und Rotoren	Prof. S. Wagner (Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438
Stumpfe Körper/Rümpfe	Dr. Hennig (DC Aerospace, LFK, München) Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461
Laminarhaltung von Tragflügeln	Dr. Redeker (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2960; Fax: 0531 / 295-2962
Hyperschall	Prof. Dr. Hirschel (DC Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-24904; Fax: 089 / 607-29766
Aeroelastik	Dr. Hönlinger (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862

Fachkreise

Physikalische Grundlagen	PD Dr. Dallmann (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2442; Fax: 0551 / 709-2270 Prof. Dr. Tropea (Technische Universität Darmstadt) Tel.: 06151 / 16-2854; Fax: 06151 / 16-4754
Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	Prof. Dr. Kröner (Universität Freiburg) Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632 Dr. Kordulla (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270
Meßtechnik	Dr. Bütefisch (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2460; Fax: 0551 / 709-2830
Anlagen	Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582

Wissenschaftlicher Koordinator

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

AG STAB-Schwerpunktt Themen
 - Stoß-Grenzschicht-Interferenz
 - Laminarhaltung und Transition
 - Turbulenzforschung

Prof. Dr. Thiede
 Dr. Dallmann
 Prof. Dr. Friedrich

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

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

- Transition
 - Strömungsmechanische Grundlagen der Durchflußmessung

Prof. Dr. S. Wagner
 Prof. Dr. Merzkirch

(Universität Stuttgart)
 (Universität-GH-Essen)

DFG-Innovations-Kolleg

- Magnetofluidodynamik (MFD) elektrisch leitfähiger Flüssigkeit

Prof. Dr. Grundmann

(TU Dresden)

DFG: Deutsch-Französische Gemeinschaftsprogramm

- Numerische Strömungssimulation/
 Simulation Numérique d'Ecoulements

Prof. Krause, Ph.D./Prof. Bontoux

(RWTH Aachen/Universität Marseille)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Transatmosphärische Flugsysteme
 - Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
 - Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme
 - Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen
 - Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln
 - Adaptive Strukturen im Flugzeugbau und Leichtbau

Prof. Dr. Sachs
 Prof. Krause, Ph.D.
 Prof. Dr. Messerschmid

(TU München)
 (RWTH Aachen)
 (Universität Stuttgart)

(TU Berlin)
 (RWTH Aachen)

(Universität Stuttgart)

DFG-Gemeinschaftsprojekt

- Transferprojekt Blattspitzenwirbel-Kanalstoßinteraktion in transsonischen Verdichterrohren und ihr Einfluß auf die Stabilitätsgrenze in Verdichtern

Prof. Dr. Ballmann

(RWTH Aachen)

Stand: April 1999 (Hier ist lediglich eine Auswahl aufgeführt. Weitere Aktivitäten finden in den diversen Forschungsverbünden des BMBF und der DFG statt.)

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

allerspätestens aber bis Ende März 2000,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

Kopieren Sie sich bitte zu diesem Zweck die folgenden beiden
Blanko-Seiten – oder stellen sich das Raster selbst her.

Bitte halten Sie sich unbedingt an das vorgegebene Raster – insbesondere bezüglich der Vorgabe von maximal 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Es wäre außerdem sehr wünschenswert, wenn Sie
bei der Verwendung von Fotos Originale (und demzufolge möglichst
keine Fotokopien) verwenden. Bitte sorgen Sie dafür, daß
der Text maschinengeschrieben ist.

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

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

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner:

Institution:

Adresse:

Telefon:

Telefax:

e-mail:

weitere Partner:

Thema:

Ausgangssituation:

Ziel:

Lösungsweg:

Ergebnis:

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur:

weiteres Vorgehen:

Datum:

AG STAB

Vorab-Pressinformation

Verlag Vieweg
Postfach 1546
D - 65005 Wiesbaden
Tel.: 0611 / 7878-394
Tel.: 0611 / 7878-451



New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics

Contributions to the

11th AG STAB/DGLR Symposium, Berlin, Germany 1998

edited by Wolfgang Nitsche, Hans-Joachim Heinemann and Reinhard Hilbig

1999. xii, ??? pp. (Notes on Numerical Fluid Mechanics; ed. by Hirschel, Ernst H. / Fujii, Kozo / Leer, Bram van / Morton, Keith W. / Pandolfi, Maurizio / Rizzi, Arthur / Roux, Bernhard) Vol. 70. Hardcover. DM ???, -ISBN ?-???-?????-?

This volume contains the papers of the 11th AG STAB (German Aerospace Aerodynamics Association) symposium. In this association all those scientists and engineers from universities, research-establishments and industry are involved, who are doing research and project work in numerical and experimental fluid mechanics and aerodynamics for aerospace and other applications. Many of the contributions are giving results from the „Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesregierung (German Aeronautical Research Program) 1995-1998". Some of the papers report on work sponsored by the Deutsche Forschungsgemeinschaft, DFG, which also was presented at the symposium. The volume gives a broad overview over the ongoing work in this field in Germany.

ACHTUNG: Der Band wird etwa Ende Sommer/Anfang Herbst 1999 verfügbar sein. Informationen erhalten Sie über die Geschäftsstelle der AG STAB.

Aerospace Science and Technology

Aerospace Science and Technology

Editors-in-chief

Ingénieur Général Jean Carpentier (ONERA)
Professor Dr. Fred Thomas (DLR/DGLR)

Managing editors

Dr. Khoa Dang-Tran (ONERA)

dang@onera.fr

Dr. Hans-Joachim Heinemann (DLR)

hajo.heinemann@dlr.de

La Recherche
Aérospatiale

Zeitschrift für
Flugwissenschaften und
Weltraumforschung,
ZfW

*A vision
of the future
in all aerospace
fields*

The full scope of aerospace research and technology

Aerospace Science and Technology
publishes original papers and review
articles related to all fields of aerospace
research, from fundamental research to
industrial applications for the design and
the manufacture of aircraft, helicopters,
missiles, launchers, and satellites.

Main scientific topics are related to:

- fluid dynamics,
- materials,
- structures,
- propulsion,
- flight mechanics,
- guidance and control,
- noise,
- sensor technology,
- automatic systems,
- data processing
and transmission.

An international editorial team

The merger of *La Recherche Aérospatiale*
and *Zeitschrift für Flugwissenschaften und
Weltraumforschung, ZfW*, both leading
journals in France and Germany, gave birth
in 1997 to **Aerospace Science and
Technology (AST)**, published by a binational
team under the auspices of the national
research establishments ONERA and DLR,
in cooperation with DGLR.

In 1999, four other European aerospace
research establishments have joined ONERA
and DLR/DGLR within AST: CIRA (Italy),
INTA (Spain), NLR (The Netherlands) and FFA
(Sweden), giving the journal a dimension
truly representative of the weight of
European countries within the aerospace
research community.

Aerospace Science and Technology
welcomes papers from all over the world.

It proposes articles of outstanding
scientific quality and actuality including
condensed versions of recently finished

PhD-theses from all organizations.
Each article is reviewed by two referees.

Prof. F. ABBINK (NLR)

Dr. J. COUSTEX (ONERA-CERT)

Dr.-Ing. H.L. DUDEK (Euro Telematik, Ulm)

Mr. A. GALASSO (CIRA)

Prof. Dr. G. GRÜBEL (DLR)

Prof. Dr. K. HENNECKE, Ph.D. (TU Darmstadt)

Dr. P. KUENTZMANN (ONERA)

Dr. R. LABOURDETTE (ONERA)

Prof. Dr. LO (TU Berlin)

Dr. A.-M. MAINGUY (ONERA)

Ing. Gen. Dr. J.P. MAREC (ONERA)

Dr. J.M. PINTADO (INTA)

Dr.-Ing. G. REDEKER (DLR)

Dr. P. SINDELAR (FFA)

Prof. Dr. H. TOLLE (TU Darmstadt)

TABLE OF

CONTENTS

Volume
1

1997

- Demonstration by PIV of the non reproducibility of the flow field around an airfoil pitching under deep dynamic stall conditions and consequences thereof
P. Wernert, G. Koerber, F. Wietrich, M. Raffel, J. Kompenhauer, G. Schänzer, J. Xiao
- Code solving the Maxwell equations in the time domain implemented on distributed memory type machine
X. Ferrières, A. Cosmau, J.-C. Alliot, P. Léca

- Experimental of high enthalpy wind tunnel simulations
P. Sagnier, J.-L. Vérant
- Experimental and numerical investigation of boundary layer and wake development in a transonic turbine cascade
V. Michelassi, W. Rodi, P.-A. Gieß
- Path-attitude decoupling and flying qualities implications in hypersonic flight
G. Sachs
- A novel kind of solid rocket propellant
R. E. Lo
- Experimental and numerical study of a fibre/matrix interface SIC/titanium composites
A. Thionnet, J. Renard
- Motion compensation and autofocus of range/Doppler or two dimensional processing for airborne synthetic aperture radar
H. Cantalloube, C. Nahum
- Operational value adding to AVHRR data over Europe: methods, results, and prospects
S. W. Dech, P. Tungalagsaikhan, C. Preusser, R.E. Meisner
- Identification of modal parameters: generalized and electric masses during base-driven tests
U. Füllekrug, J.M. Sinapius

Volume
2

1998

TABLE OF

CONTENTS

Volume
3

1999

Forthcoming papers

- Behaviour of wake vortices near the ground over a large range of Reynolds numbers
L. Türk, D. Coors, D. Jacob
- Thermophysic analysis of gas turbines typed with wave rotors
A. Fatsis, Y. Ribaud
- Mu-tools for flight control robustness assessment
C. Poell, G. Ferreres, J.-F. Magni
- Object oriented computational model building of aircraft flight dynamics and systems
D. Moormann, P.J. Mosterman, G. Looye
- Detection of propagation directions of plane waves in the low and medium frequency ranges for purely propagating stationary fields
N. Meidinger
- Neural networks as a tool for the assessment of human pilot behaviour in wind shear
D. Martens
- Nonsteady behaviour of solar dynamic power systems with Stirling cycle for space stations
Ch. Audy, M. Fischer, E.W. Messerschmid

SUBSCRIPTION INFORMATION

Elsevier
Subscription Department
33, rue Linois
75001 Paris cedex 15, France
Tel.: +33 1 45 58 90 67
Fax: +33 1 45 58 94 24
http://www.elsevier.fr



ÉDITIONS
ELSEVIER

A member of Elsevier Science
http://www.elsevier.fr
Editions Elsevier Science
33, rue Linois
75001 Paris cedex 15, France

ÉDITIONS ELSEVIER

Subscription Department

23, rue Linois - 75724 Paris cedex 15 - France
Tel.: +33 1 45 58 90 67 Fax: +33 1 45 58 94 24
dbs2@elsevier.fr

☐ enter my subscription for 1999 to **Aerospace Science and Technology**

- ☐ find enclosed my cheque payable to ÉDITIONS ELSEVIER
- ☐ debit my credit card (CB, EUROCARD, MASTERCARD, VISA)

n°						
expirés						

SIGNATURE

1853

- ☐ send me a proforma invoice
- ☐ send me a free sample copy of **Aerospace Science and Technology**
- ☐ send me the Instructions to Authors for **Aerospace Science and Technology**

NAME	FIRST NAME
1	
20	
ATION / POSITION	PHONE
1	
ADDRESS	
CITY / STATE / POSTAL CODE	
COUNTRY	
AT REGISTRATION N°	

Please, send to: Elsevier
Subscription Department
23, rue Lincolns

75724 Paris codex 15, France
in North, Central and South America
Please send the order form to the Paris address,
but draw and send a check in US \$ to
Editions Elsevier P.O. Box 7247-7576
Philadelphia, PA 19170-7576 USA
Please make check payable to Editions Elsevier

ÉDITIONS
ELSEVIER

A member of Elsevier Science
<http://www.elsevier.fr>
 Editions scientifiques et médicales Elsevier

for faster service, subscribe today!

by fax: +33 1 45 58 94 24
by e-mail: abt2@elsevier.fr

please send to:

ÉDITIONS ELSEVIER

23, rue Linois - 75724 Paris cedex 15 - France

Tel.: +33 1 45 58 90 67 Fax: +33 1 45 58 94 24



SUBSCRIPTION INFORMATION

Aerospace Science and Technology 1999 - Vol 3 - 8 issues - ISSN 1270-9638

France: FF 1366 / € 208.25

EU*: FF 1395 / € 212.67

North, Central and South America: US\$ 279

Rest of the world: FF 1650 / € 251.54

All prices include air delivery.

* Customers resident in the EU (European Union) liable for VAT (5,5 %). For tax exemption, VAT registration number must be indicated.

Special rates apply for members of CIRA, DLR/DGLR, FFA, INTA, NLR, ONERA please contact your society.

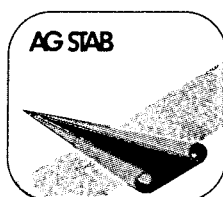
EINLADUNG

zum

9. AG STAB-Workshop

9. - 11. November 1999

im DLR-Standort Göttingen

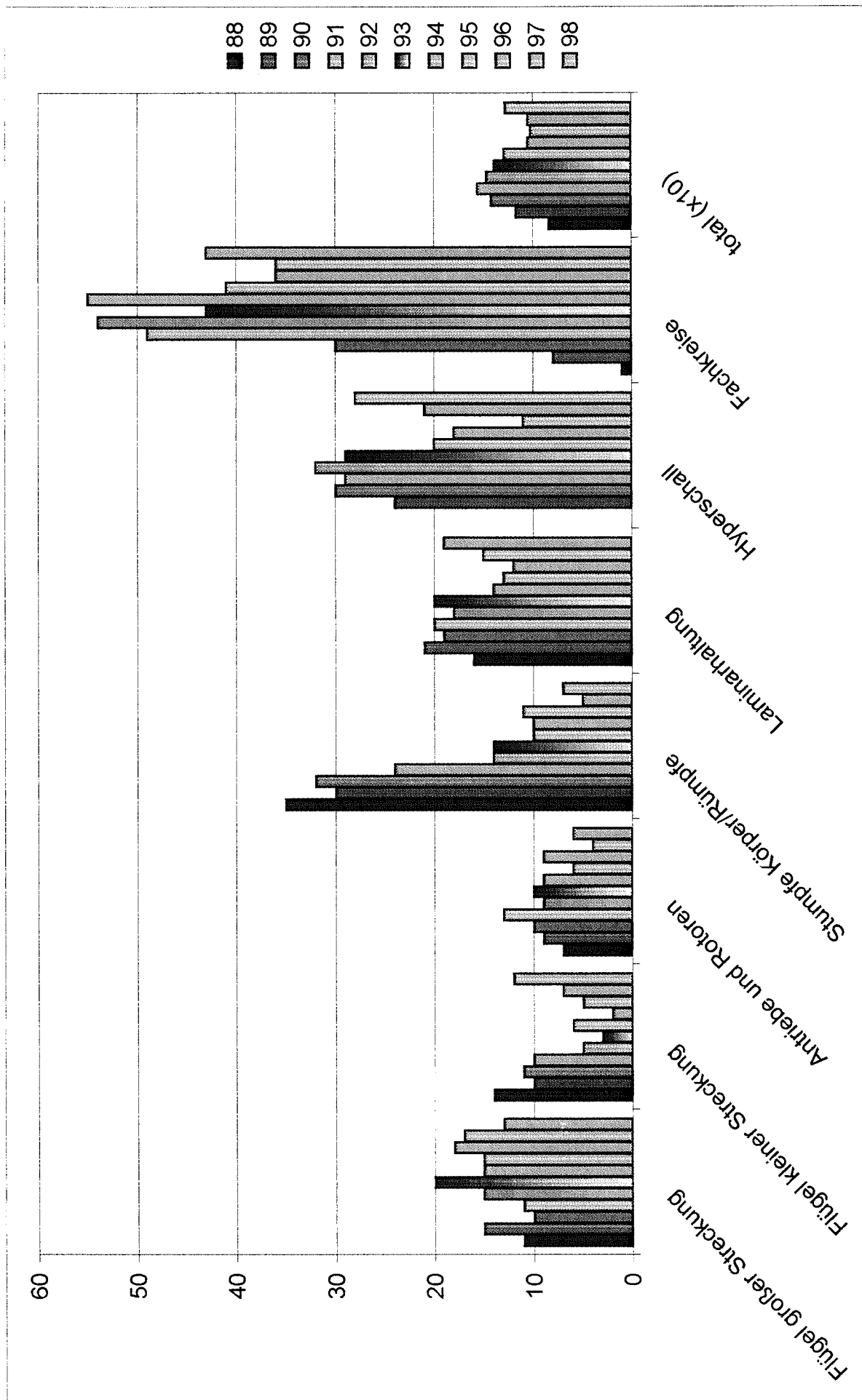


Vortragsanmeldungen richten Sie bitte
bis zum 17. Oktober 1999

- zweckmäßigerweise in Form der "Mitteilungen" -
an den für Sie zuständigen
Projektgruppen- bzw. Fachkreisleiter.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle
jederzeit gerne zur Verfügung
(Tel.: 0551/709-2108; Fax: -2135;
e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de).

Statistik Anzahl der "Mitteilungen": 1988, ff



STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

JAHRESBERICHT 1998

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 11. DGLR-Fachsymposiums der AG STAB gegeben, das vom 10.-12. Nov. 1998 in Berlin stattfand. Im Mittelpunkt des Interesses standen die Schwerpunktthemen "Reduktion aerodynamischer Widerstand (RAWID)" und "Hochauftriebskonzepte (HAK)" des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms des BMBF. Daneben wurde über laufende Forschungsprojekte im Rahmen des 4. Rahmenprogramms der EU berichtet. Die Technologievorhaben, die in einem engen Verbund von Luftfahrtindustrie, DLR und Hochschulen durchgeführt werden, sind zum großen Teil auf Anwendungen beim künftigen Megaliner (A3XX) ausgerichtet.

Die Arbeiten im Technologievorhaben RAWID umfassen Verfahren zur verbesserten numerischen und experimentellen Simulation und zur Konfigurationsoptimierung sowie die Entwicklung von Technologien zur Widerstandsreduktion. Im Bereich der numerischen Simulation konzentrieren sich die Arbeiten auf die Weiterentwicklung des 3D Navier-Stokes Systems MEGAFLOW zur Berechnung komplexer Transportflugzeugkonfigurationen. Für die Code-Validierung besteht ein Mangel an entsprechend qualifizierten Experimenten. Detaillierte 3D Validierungsexperimente sind nur in internationaler Kooperation (EU-Projekte, GARTEUR) durchführbar. Einen hohen Stellenwert hat im Rahmen des Forschungsvorhabens RAWID die Entwicklung neuer Technologien zur Widerstandsreduktion (u.a. variable Wölbung, Laminarhaltung, Stoßkontrolle, Turbulenz- und Ablösekontrolle). Die europäische Kooperation auf dem Gebiet der widerstandsreduzierenden Technologien wird durch das thematische Netzwerk DRAGNET gefördert. Über die Aktivitäten zur Laminartechnologie wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Untersuchungen zur Anwendung der variablen Wölbung und der Stoßkontrolle wurden im Rahmen des DB-Projektes ADIF bzw. des EU-Projektes EUROSHOCK II durchgeführt.

Die Arbeiten im Technologievorhaben HAK konzentrieren sich auf eine verbesserte Vorhersage von Hochauftriebsströmungen und die Entwicklung verbesserter Klappensysteme. Die numerische Strömungssimulation von Hochauftriebskonfigurationen beschränkt sich aufgrund ihrer hohen Komplexität bisher weitgehend auf 2D und schiebende Flügelströmungen, während die volle 3D Simulation erst für ausgewählte Basiskonfigurationen in Angriff genommen wurde. Entsprechend stützt sich der Entwurf neuer Hochauftriebssysteme noch stark auf experimentelle Ergebnisse ab. Von besonderer Bedeutung für den Mindestabstand nachfolgender Flugzeuge bei Start und Landung sind die sich im Flügelnachlauf ausbildenden Wirbelstrukturen (wake vortex). Entstehung, Stabilität und Zerfall dieser Wirbelsysteme werden im Rahmen der EU-Projekte EUROWAKE und WAVENC sowie des thematischen Netzwerkes WAKENET untersucht.

Ein weiteres Schwerpunktthema des Flügels großer Streckung ist die Triebwerksintegration. Mit zunehmendem Bypass-Verhältnis moderner Triebwerke nimmt die Interferenzproblematik infolge wachsender Triebwerkdurchmesser zu. Flügel, Triebwerk und Pylon bilden eine zu optimierende Einheit. Sowohl bei der experimentellen als auch bei der numerischen Simulation treten erhebliche Probleme auf (u.a. Triebwerkssimulator, Schubvektoreffekte, Übertragbarkeit/3D Netzerzeugung, Strahlmodellierung, Verfahrensvalidierung), an deren Lösung gearbeitet wird. Umfangreiche Aktivitäten finden hierzu im Rahmen des EU-Projektes ENIFAIR statt.

Seit der A340/330-Flugerprobung sind die Auswirkungen der aeroelastischen Flügeldeformation in vollem Umfang bekannt. Es zeigte sich, daß bei Flügeln großer Spannweite (z.B. Megaliner) der instationären Aerodynamik, der Aeroelastik und schließlich der Flügeladaption ein hoher Stellenwert eingeräumt werden muß. Besondere Bedeutung hat künftig der interdisziplinäre Entwurf.

Das weitgehende Auslaufen des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms zum Jahresende 1998 gibt Anlaß zu ernsthaften Befürchtungen hinsichtlich der künftigen Leistungsfähigkeit der deutschen Luftfahrtforschung.

STAB - Projektgruppe „Stumpfe Körper / Rumpfe“

Dr. Paul Hennig
Deutsche Aerospace AG, LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH
Postfach 801149, 81663 München
Tel.: (089) 607 - 22568
Fax: (089) 607 - 22461

Entsprechend den derzeitigen Finanzierungsproblemen und dem massiven Personalabbau in der Industrie gibt es nur noch relativ wenige projektnahe Untersuchungen zum Thema "Flugkörper / Rumpfe". Dies gilt vor allem für die ursprüngliche Kernaktivität der Gruppe, die Flugkörper. Aber auch für die anderen Projektschwerpunkte der Gruppe – allgemeine stumpfe Körper (z.B. mit kreisförmigem Querschnitt), Gebäude, Wasserfahrzeuge, Schienenfahrzeuge und KFZ – läßt sich ein Rückgang der Beiträge beobachten. Teilweise liegt dies sicher ebenfalls an den geringen Budgets, die nur noch eingeschränkte Entwicklungsaktivitäten und Grundsatzuntersuchungen erlauben, teilweise jedoch auch daran, daß offensichtlich viele Untersuchungen aus den Hochschulen und Instituten von den Bearbeitern eher den Bereichen Grundlagen, Numerik oder Meßtechnik zugeordnet werden. Eine verstärkte Bearbeitung projektnaher Themen in Diplom- und Doktorarbeiten auch außerhalb der klassischen Luftfahrtthemen wäre wünschenswert. Gerade breiter angelegte praxisnahe aerodynamische Untersuchungen fallen oft in das Gebiet unserer Gruppe.

Während des STAB-Symposiums 1998 in Berlin gab es keine spezifische Sitzung der Gruppe. Einige Themen berührten jedoch die Themenstellungen unserer Projektgruppe. Alle Interessenten sind eingeladen, während des Stab-Workshops 1999 in Göttingen Beiträge für die Sitzung der Gruppe anzumelden.

Aktuelle Themenstellungen aus der Industrie sind für das Flugkörperthema immer noch alle Hochgeschwindigkeitsanwendungen jenseits der konventionellen Flugkörpergeschwindigkeiten, also Fluggeschwindigkeiten von etwa $Mach = 3 - 6$ in Bodennähe. Dabei sind allgemeine aerodynamische, aerothermische und strukturmechanische Untersuchungen von Interesse, aber auch spezielle Komponentenstudien. Dabei stehen vor allem neue hocheffiziente Steuerverfahren im Vordergrund, z.B. Querschubsteuerung oder Gitterflügel, sowie die Optimierung von Suchköpfen (Radome, IR-Dome). Ein besonderes Gewicht haben gerade in den letzten Fällen die interdisziplinären Systemaspekte, z.B. strukturmechanische Probleme und Fragen nach Verwendung neuer Werkstoffe oder der Integration von Systemkomponenten. Themen für Flugkörperuntersuchungen sind weiter, auch in niedrigeren Geschwindigkeitsbereichen, unkonventionelle Geometrien, neue Bauweisen, Abgang oder Ausstoß vom Träger, Interferenzen mehrerer Flugkörper und schnell rotierende Flugkörper.

Die Beiträge anderer projektnaher Themen – allgemeine stumpfe Körper (z.B. mit kreisförmigem Querschnitt), Gebäude, Wasserfahrzeuge, Schienenfahrzeuge und KFZ – sind leider etwas sporadisch. Gerade hier ist jedoch eine Vielzahl höchst aktueller Themen zu vermuten, vor allem im Zusammenhang mit günstiger Energieausnutzung und mit produktions- und verfahrenstechnischen Optimierungen.

STAB-Projektgruppe „Laminarhaltung von Tragflügeln“

Jahresbericht 1998

G. Redeker
DLR Braunschweig

Mit dem erfolgreichen Abschluß der Flugversuche am A320-Seitenleitwerk mit Absaugung im Herbst 1998 wurde die Realisierung und Funktionsfähigkeit eines derartigen Systems zur Hybridlaminarhaltung an Flugzeugen der Airbus-Klasse eindrucksvoll demonstriert.

Die Einführung eines derartigen Systems in zukünftige Flugzeuge erfordert allerdings weitere Forschungsarbeiten auf der Systemseite, um das komplexe Absaugesystem so einfach wie möglich zu gestalten und auf der operationellen Seite, um Lösungen für die Reinhaltung und Enteisung eines derartigen Systems zu erarbeiten.

Die Vielzahl der auf dem diesjährigen 11. DGLR-Fach-Symposium vorgestellten Arbeiten auf dem Gebiet der Transition und Laminarhaltung (16 Beiträge) machen weiterhin deutlich, daß die Forschung in diesem Bereich weitergeführt wird, nicht zuletzt auch durch die positiven Impulse aufgrund des erfolgreichen Flugversuches.

Neueste Informationen aus den USA lassen erkennen, daß Boeing beim Entwurf eines neuen großen Verkehrsflugzeuges (550 Passagiere) die Technologie der Laminarhaltung an den Triebwerksgondeln mit einplant.

In Europa werden die Arbeiten in den europäischen Programmen HYLDA, HYLTEC und zukünftig in ALTTA weitergeführt. Dabei ist langfristig jedoch der Einsatz eines Flugdemonstrators unerläßlich, um diese Technologie in mehrjährigen Flugversuchen zu validieren und industriell einsetzbar zu machen.

Jahresbericht 1998 für die STAB-Projektgruppe 'Flügel kleiner Streckung'

Im Rahmen des 11. DGLR-Fach-Symposiums AG STAB vom 10.-12. November 1998 an der Technischen Universität Berlin wurden in der Arbeitsgruppe 'Flügel kleiner Streckung' insgesamt 10 Beiträge präsentiert; zwei von der TU München, zwei von der TU Braunschweig, drei von dem DLR Braunschweig und drei Industriebeiträge von DASA München. Die vorgestellten Arbeiten umfaßten experimentelle und numerische Untersuchungen auf den Gebieten

- Instationäre Aerodynamik
- Entwurfsverfahren
- Kopplung von Aerodynamik- und Aeroelastik-Berechnungsverfahren

Der Schwerpunkt der instationären Arbeiten lag bei der Untersuchung von Deltaflügeln, den damit verknüpften Wirbelstrukturen sowie der Wirkungsweise von Strakes.

Mit sieben eingereichten Beiträgen liegt die Beteiligung für den 9. Workshop in der Projektgruppe 'Flügel kleiner Streckung' etwas unter der Vorjahresbeteiligung.

G.Cucinelli

Daimler-Chrysler Aerospace AG

Ottobrunn, 13.04.1999

STAB-Projektgruppe Hyperschall Jahresbericht 1998

Die FESTIP Systemstudien sind Ende 1998 abgeschlossen worden. Die Technologiearbeiten zur Aerothermodynamik laufen bis September 1999. Ab 1999/2000 wird mit dem Beginn des europäischen Future Launcher Technology Programme (FLTP), unter Beteiligung von Frankreich gerechnet. Die Beteiligung von Deutschland ist fraglich. Im Rahmen des nationalen Technologieprogrammes TETRA werden sowohl Arbeiten an der X-38 Konfiguration durchgeführt als auch direkte Technologiearbeiten.

Bei den drei Sonderforschungsbereichen gehen die Arbeiten weiter, ebenso, in reduziertem Umfang, beim DLR. Arbeiten zur aerothermodynamischen Überprüfung der X-38 Konfiguration werden bei der Dasa, dem DLR, beim IRS und der TU München durchgeführt.

Beim 11. DGLR-STAB Fachsymposium in Berlin (10. – 12.11.1998) wurden fünf Vorträge zum Thema Hyperschall gehalten, davon keiner aus der Industrie.

Prof. Dr. E.H. Hirschel

DaimlerChrysler Aerospace AG

Ottobrunn, 12.4.1999

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"	Seite
Dierks/ Hummel	Bestimmung des Anströmzustandes eines Flugzeuges 36
Elsholz/ John	Navier-Stokes-Lösungen für Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration 38
Faßbender	Berechnung von Strömungen mit hohen Reynoldszahlen, insbesondere effizientes, robustes Lösen von Turbulenzgleichungen 40
Hansen/ Szabo	Untersuchungen zum Stall-Verhalten einer A3XX relevanten Profilierung bis hin zu hohen Re-Zahlen im Rahmen des Technologieprogramms HAK 2 42
Hillenherms	Voruntersuchungen und Aufbau eines Versuchstandes zur Untersuchung von Drehschwingungen an beidseitig elastisch aufgehängten Flügelmodellen 44
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays an Hochauftriebs-Flügeln 46
Krißler/ Mertens	Erstellung eines Projektverfahrens zur Ermittlung der lokalen Stoßpfeilung 48
Mertens	Einige wichtige Ergebnisse des Technologieprogramms RaWid 50
Meyer, E.	Eulerlösungen für die Roll-Gier-Schwingung (dutch-roll) von starren und elastischen Flügel-Rumpf-Konfigurationen 51
Nebel/ Hummel	Untersuchung der Rumpheck-Umströmung eines Verkehrsflugzeuges 53
Reckzeh	Rechenverfahren im Entwurfsprozeß von Hochauftriebskonfiguration 55
Send/ Voß	Einfluß einer „Konturbeule“ auf die instationären transsonischen Luftkräfte am AMP-Flügel 57
Strohmeyer	Gesamtentwurfsuntersuchungen zur Abschätzung des Potentials von Dreiflächen-Verkehrsflugzeugen mit dem Vorentwurfsverfahren PRADO 59

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"	Seite
Bergmann	Experimentelle und theoretische Ergebnisse zur wirbeldominierten Umströmung der Vielflächnerkonfiguration F7 61
Blaschke/ Hummel	Experimentelle und numerische Untersuchungen einer Wellenreiter-konfiguration im Niedergeschwindigkeitsbereich 63

Breitsamter	Ermittlung buffet-induzierter instationärer Luftkräfte am Seitenleitwerk Von Hochleistungsflugzeugen auf der Basis gemessener turbulenter Strömungsfelder	65
Breitsamter	Wirbeldominierte Strömungsfelder an vorwärtsgefeilten Flugzeugkonfigurationen	67
Burggraf	Entwicklung einer Chimertechnik für unstrukturierte Finite Volumen- verfahren zur Simulation dynamisch verstellbarer Steuerflächen	69
Hakenesch	Steuerungsmöglichkeiten mit Hilfe von Rumpfnasenstrakes	71
Herrmann	Vergleich zweier Turbulenzmodelle für wirbelbehaftete Überschall- strömungen an einem Arrow Wing	72
Müller, J./ Hummel	Zeitgenaue numerische Untersuchung des Wirbelaufplatzens an einem Deltaflügel mit Hilfe eines Euler-Verfahrens	74
Orlowski	Aerodynamische Optimierung von Überschallkonfigurationen	76
Rütten	Wirbelplatzen beim Hochanstellwinkelflug	78
Seidler	Programmsteuerung für die multidisziplinäre Simulation des manövrierenden Flugzeugs	80
Wienberg	Validierung bzw. Anwendung des Optimierungssystems MEPO für komplexe 3D-Konfigurationen im Überschall	82

Projektgruppe "Antriebe und Rotoren"

Seite

Henkner	Instationäre Strömungsablösungen an schiebenden Tragflächen	84
Klingenberg/ Vollheim	Einfluß von Oberflächenstrukturen von aerodynamisch hochbelasteten Turbinengittern	86
Pahlke	Vergleich der Euler-Verfahren der ONERA und des DLR für Rotoren Im schnellen Vorwärtsflug	88
Rieß	Experimentelle Untersuchungen der turbulenten Wake-Blade-Interaktion In einem Axialverdichter	90
Saathoff/ Stark	Abgelöste Seitenwandgrenzschichten eines hochgestaffelten Verdichter- gitters und eines einstufigen Axialverdichters gleicher Rotorauschnitt- geometrie	92
Schimke	Aktive Rotorsteuerung mit Servoklappe und Blattwurzelsteuerung – Neue Ergebnisse aus Flugversuchen und Windkanal	94

Projektgruppe “Stumpfe Körper/Rümpfe“		Seite
Breuer/ Khier	Untersuchung der Seitenwindempfindlichkeit von Hochgeschwindigkeitszügen durch numerische Simulation der dreidimensionalen turbulenten Umströmung	96
Esch	Aerodynamik von Gitterleitwerken im Überschall	98
Ernesti	Aeromechanische Untersuchungen an Gitterflügeln für Hochgeschwindigkeitsflugkörper	100
Leder/ Brede	Turbulenzentstehung in abgelösten, freien Scherschichten	102
Leder/ Pokriefke	Hydrodynamische Untersuchungen zum Eintauchen im Turm- und Kunstspringen	104
Leder/ Richter	Experimentelle Untersuchungen turbulenter Strömungsablösungen an Kreiszylindern unter dem Einfluß von Zentrifugalbeschleunigungen	106
Nastase	The design and the construction of a fully-optimized and fully-integrated, shock-free Katamaran supersonic transport aircraft model	108

Projektgruppe “Laminarhaltung von Tragflügeln“		Seite
Alewelt	Einfluß der Kammstegbreiten auf den Effekt der Hybridlaminarisierung durch Absaugung	110
Bieler/ Alewelt	Einfluß von Randbedingungen der Grenzschichtberechnung auf PSE Resultate	112
Bippes	Stabilisierung dreidimensionaler Grenzschichten durch Absaugung und Schwächung der Längswirbelentwicklung	114
Bonfigli/ Kloker	Direkte Numerische Simulation der Umschlagvorgänge in der 3D-Grenzschicht des DLR-Querströmungsprinzipexperiments	116
Dietz/ Mähmann	Grenz- und Entropieschichtinstabilitäten an einer stumpfen ebenen Platte In Überschallströmung	118
Hein/ Dallmann	Identifizierung und Analyse von Transitionsszenarien in quasi-dreidimensionalen Grenzschichtströmungen am schiebenden Flügel. Instabilitäts- und Transitionsuntersuchungen mit NOLOT/PSE im Rahmen von EUROTRANS, GARTEUR AG27 und DFG SPP Transition	120
Hein/ Dallmann	Linear instability and nonlinear nonlocal transition analysis for laminar separation bubbles	122

Hein/ Dallmann	Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE zur verbesserten Auslegung von HLFC-Systemen	124
Höhler/ Kreplin	1. Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen 2. HYLDA, HYLTEC, A320-Fin-Flugversuch	126
Meijering	Stromabverschiebung der Transitionslage durch Variation der Profilkontur	128
Messing/ Kloker	Direkte Numerische Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer 3D-Grenzschicht	130
Müller, K./ Rist/ Wagner, S.	Transition in Grenzschichten mit laminarer Ablösung	132
Schrauf	Vergleich der Strategien der klassischen Stabilitätstheorie an Hand verschiedener experimenteller Ergebnisse	134
Schröder	Meßdatenaufbereitung für die Stabilitätsanalyse der ELFIN II HLF Flügelmessungen	136
Stahl	Aerodynamische Untersuchungen an einem zweidimensionalen Airbus Profil	138
Stemmer/ Kloker/ Wagner, S.	Numerische Simulation des Grenzschichtumschlages an einem Flügelprofil und Vergleich mit experimentellen Messungen	140
Wassermann/ Kloker	Numerische Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung quasipulsförmiger Störungen in 3-D-Grenzschichten am schiebenden Flügel	142
Wörner/ Rist/ Wagner, S.	Numerische Untersuchungen zur Rezeptivität zweidimensionaler laminarer Grenzschichten gegenüber Außenströmungen	144
Würz/ Herr/ Wagner, S.	Experimentelle Untersuchungen zur akustischen Rezeptivität einer Einzelrauigkeit in einer 2-dimensionalen Grenzschicht	146

Projektgruppe "Hyperschall"		Seite
Bleilebens/ Olivier	Strömungsuntersuchungen an Teilmodellen der Hyperschall-Konfiguration ELAC	148
Boettcher	Kopplung von Navier-Stokes- und Monte-Carlo-Verfahren zu einem Hybridverfahren für die Berechnung von Strömungen über weite Verdünnung- bzw. Expansionsbereiche	150

Brück/ Hannemann, V./ Lüdecke/ Longo/ Orlowski	Analyse der Strömung um die X-38 Konfiguration im Hyperschall	152
Cvrlje	Numerische Simulation der Seitenbewegung eines Orbiters unter Berücksichtigung von Interferenzeffekten	154
Dankert	Gas-surface interaction experiments at high kinetic energies	156
Decker	Analyse der Seitenbewegung von realistischen Raumtransport-Systemen im Unter-, Über- und Hyperschall	158
Eggers/ Reisch	Approximierte Verfahren	160
Esser/ Gülhan	Charakterisierung der Düsenströmung in den lichtbogenbeheizten Anlagen L2K und L3K	162
Fezer/ Kloker/ Wagner, S.	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	164
Frühauf	Numerische Wiedereintrittsaerothermodynamik	166
Giese/ Heinrich/ Radespiel	Numerische Bestimmung von instationären Derivativa für Lifting-bodies mit Hilfe des Navier-Stokes Solvers FLOWer	167
Grotowsky Ballmann	Numerische Simulation hypersonischer Kontinuumsströmungen	169
Gülhan	Untersuchungen zur Spaltströmung an Steuerklappen im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK	171
Hannemann, K./ Schnieder	Kalibrierung der konischen HEG Düse	173
Hein/ Dallmann	Effects of nose bluntness on the nonlinear mode interaction scenarios in hypersonic cone flows	175
Lüdecke/ Longo	Verminderung der aerothermodynamischen Vorhersageunsicherheiten an turbulenten Steuerklappen	177
Nazari	Untersuchung von Abgasstrahlen aus Kleintriebwerken mit der laserspektroskopischen Meßtechnik „Resonance Enhanced Multiphoton Ionization“ (REMPI) in der Simulationsanlage für Treibstrahlen Göttingen	179

Rosenboom/ Hein/ Dallmann	Numerische Untersuchungen des Einflusses der Nasenstumpfheit auf Grenzschichtinstabilitäten bei axisymmetrischer Kegelumströmung im Hyperschall	181
Sarma	Investigation of physico-chemical models for the computation of high-temperature flows	183
Sarma	Physico-chemical modelling studies towards computation of high-enthalpy flows	185
Sarma	Stability of two layer flows	187
Sarma	Thermodynamic and transport coefficient modelling for the computation Of high-temperature flows	189
Schramm	Verhalten von Ablöseort und Wärmeübergang beim Wiederanlegepunkt Der Grenzschicht am Modell einer Doppelrampe in chemisch reagierenden Strömungen im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	191
Schüle	Effektivität von Steuerelementen in einer dicken Rumpfgrenzschicht	193
Schulte/ Henckels/ Neubacher	Reibungseffekte in Hyperschall-Einläufen	195
Staudacher/ Müller, J.	Topologische Untersuchungen einer Anlaufstrecke-Rampe-Konfiguration im Überschall	197
Wagner, S./ Knauss/ Gaisbauer/ Weiss	Experimentelle Untersuchungen an Verdichtungsflächen und Kompressionsrampen von integrierten Triebwerkseinläufen an Hyperschallflugkörpern	199
Weiland	Kräfte-Messungen im Hyperschall bei sehr kurzen Meßzeiten (kleiner 1 Millisekunde)	201

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Seite

Bao/ Dallmann	Experimentelle Simulation zur physikalischen Modellbildung abgelöster laminar-turbulenter Strömung (Ablöseblase)	203
Bippes	Experimentelle Untersuchung des Rezeptivitätsproblems dreidimensionaler Grenzschichten	205
Bippes	Quantitative und qualitative Untersuchung der Bedingungen für das Einsetzen der hochfrequenten sekundären Instabilität sowie deren Erscheinungsformen und Anfachung mit und ohne künstliche Anregung	207

Bippes	Transition dreidimensionaler Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen	209
Buschmann	Berechnung dreidimensionaler turbulenter Grenzschichten mittels integraler Impuls- und Energiesätze	211
Demuth/ Heiken/ Laurin	Numerische Untersuchungen zu den physikalischen Grundlagen der Bypass Transition	213
Frahner/ Wagner, C./ Dallmann	Physikalische Tragfähigkeit des Wirbelviskositätsansatzes in Turbulenzmodellen – abgelöste turbulente Strömung an einer abgerundeten zurückspringenden Stufe (2D)	215
Frank/ Buchen	Experimentelle Simulation einer Fahrzeugumströmung mit einem zonalen Verfahren	217
Frank/ Ebertz	Numerische Simulation einer Fahrzeugumströmung im Windkanal	219
Gölling/ Dallmann	Experimentelle Untersuchungen zur Beeinflussung turbulenter Nachlaufströmungen stumpfer Körper	221
Hüttl/ Friedrich	Direkte numerische Simulation der turbulenten Strömung in gekrümmten und tordierten Rohren	223
Janke/ Dallmann	Rezeptivitätsanalyse von 3D-Grenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeit und lokaler Absaugung	225
Jakirlic/ Tropea	Numerische Modellierung drallbehafteter, komprimierter Zylinderinnenströmungen	227
Jakirlic/ Tropea	Reynolds-Spannungsmodellierung von Transitionsvorgängen	229
Koch	Sekundäre Instabilitäten in dreidimensionalen Grenzschichten	231
Kreplin/ Rotta	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten	233
Mannhart/ Friedrich	Direkte Numerische Simulation von Grenzschichten mit Druckgradienten und Ablösung	235
Reimann/ Meerwald/ Tropea	Algebraische Turbulenzmodelle und Transitionsbestimmung für das Projekt MEGAFLOW	237
Sammler/ Fiedler	POD-Analyse von Hitzdraht-Array-Messungen hinter einer Stufe	239

Wagner, C./ Dallmann	Numerische Simulation turbulenter, abgelöster Strömungen	241
-------------------------	--	-----

Fachkreis “Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation“		Seite
Bartels/ Breuer	Anwendung von skalierbaren Shared-Memory-Höchstleistungsparallel- rechnern für Strömungssimulationen	243
Bernsdorf	Numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien	245
Breuer	Large-Eddy-Simulation für turbulente praxisrelevante Strömungen; hier: Rührwerksströmung	247
Brunn/ Judel/ Nitsche	Ablösekontrolle in überkritischen Diffusoren	249
Frommann	Aerodynamische Optimierung von Tragflügeln unter Anwendung von Analogiemethoden	251
Heinrich	Implementierung der Chimären-Technik im Navier-Stokes-Verfahren FLOWer	253
Krumbein	Verallgemeinerte, 3-dimensionale Transitionsvorgabe im blockstrukturierten DLR Navier-Stokes-Verfahren FLOWer	255
Krumbein	Präprozessor-Mode im blockstrukturierten DLR Navier-Stokes-Verfahren FLOWer	257
Lieser	Berechnung isolierter Triebwerksgondeln unter besonderer Berücksichtigung von Strahlmischung	259
Maaß	Numerische Simulation hydrodynamischer Wandler	261
Maaß	Strömungsmechanische Untersuchung von Mikroflußrestriktionen	263
Schäfer Breuer	Visualisierung turbulenter Strömungen auf der Basis direkter numeri- scher Simulationen mittels Kombinationsmethode	265
Schwarz	Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens FLOWer auf nicht kontinuier- lich verlaufende Netzzlinien an Blockrändern	267
Volkert/ Breuer	Entwicklung statistischer Turbulenzmodelle auf der Basis einer kombi- niert experimentell/numerisch erzeugten Datenbasis	269

Weber/ Brenner	Numerische Untersuchung des Konvertierungsverhaltens heterogener, stofftransport-limitierter Reaktionen für unterschiedliche Strömungskonfigurationen	271
Weber/ Brenner	Numerische Strömungsmechanik als Basis zur Reaktormodellierung	273
Weishäupl	Euler-Lösungen für Tragflügelprofile in inhomogener Strömung	275

Fachkreis "Meßtechnik"	Seite
-------------------------------	--------------

Bose/ Nitsche	Untersuchungen zur quantitativen Wandschubspannungsmessung unter kompressiblen Strömungsbedingungen	277
Erb/ Ewald/ Roth/ Tropea	„In-Situ“ Kalibrierverfahren für Oberflächen-Heißfilm-Sensoren basierend auf der Staupunktströmung	279
Lang	Untersuchung des Folgeverhaltens von Streulichtpartikeln für die Anwendung von PIV in Überschallströmungen	281
Nitsche/ Burkhardt	Entwicklung robuster Oberflächensensorsysteme für die Tragflügel-aerodynamik	283
Schüleln	Weiterentwicklung der GISF-Technik für Wandschubspannungsmessungen in 3-D Strömungen mit Druckgradienten an gekrümmten Oberflächen	285
Strunck/ Borys/ Müller, H./ Dopheide	Traversionsfreie Grenzschichtmessung mit einem Referenzstrahl-LDA	287

Fachkreis "Anlagen"	Seite
----------------------------	--------------

Wallbruch/ Meyer, O./ Nitsche	Windkanalmeßstrecken mit adaptiven Schlitzen	289
-------------------------------------	--	-----

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
Bienroder Weg 3
38 106 Braunschweig

Tel. : 0531/391-2971
Fax : 0531/391-5952

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Dierks
Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Tel. : 0531/391-2984
m.dierks@tu-bs.de
Tel. : 0531/391-2972
d.hummel@tu-bs.de

Thema: Bestimmung des Anströmungszustandes eines Flugzeugs

Ausgangssituation:

Die Bestimmung der ungestörten Anströmgeschwindigkeit (Fluggeschwindigkeit) eines Flugzeugs erfolgt mit Hilfe einer am Flugzeug befindlichen Sonde. Hierbei treten grundsätzliche Fehler (Sonden- und Einbaufehler) auf, die zu einer in Betrag und Richtung fehlerbehafteten Fluggeschwindigkeit führen.

Ziel:

Das Ziel des Teilprojekts A5 des Sonderforschungsbereichs 420 ist es daher, den Zusammenhang zwischen den gemessenen Strömungsgrößen im Feld des Flugzeugs und den ungestörten Anströmungsgrößen theoretisch und experimentell zu untersuchen.

Lösungsweg:

Der Sondenfehler kann durch eine möglichst gute Kalibrierung der Sonde bestimmt werden, so daß von den gemessenen Drücken auf den örtlichen Strömungszustand V , α , β , p , ρ , T geschlossen werden kann.

Der Einbaufehler wird theoretisch bestimmt. Im einzelnen wird hierfür ein numerisches Berechnungsverfahren entwickelt, das für sämtliche Flugzustände (Anstell- und Schiebewinkel, Klappenstellungen, Propellerschub, etc.) die vom Flugzeug am Meßort hervorgerufenen Störungen berechnen kann. Die Validierung des Verfahrens erfolgt mit Hilfe von Flugversuchen. Anschließend dienen die berechneten Störgrößen für verschiedene Meßorte im Nahfeld des Flugzeuges sowie für sämtliche Flugzustände als Grundlage für die Umrechnung örtlich gemessener Strömungsgrößen auf Anströmungsgrößen V_∞ , α_∞ , β_∞ , p_∞ , ρ_∞ , T_∞ . Im Rahmen dieser Arbeit wurde die Problematik schrittweise bearbeitet, wobei zunächst die Störung am Ort der Sonde durch das Flugzeug Do 128-6 ohne Propellereinfluß für verschiedene Gleitflugzustände berechnet und mit Flugversuchsergebnissen verglichen wurde.

Ergebnisse:

Im SFB 420 steht das Versuchsflugzeug Do 128-6 des Instituts für Flugführung zur Verfügung. Um den Einfluß der Do 128-6 auf das umgebende Strömungsfeld mit dem Panelverfahren HISSS [1],[2] zu untersuchen, wurde für dieses Flugzeug mit dem Netzgenerierungsprogramm MegaCads [3] ein Oberflächennetz konstruiert. Als Flugzustand wurde ein langsamer Gleitflug betrachtet, bei dem der Einfluß des Flugzeugs auf die Strömung an der Sonde besonders groß ist, da kleine Fluggeschwindigkeiten bei gleichem Auftrieb eine große Zirkulation erfordern. Im einzelnen wurde ein ausgetrimmter Flugzustand bei einem Anstellwinkel von $\alpha_\infty = 7,65^\circ$ und einem Pendelruderausschlag von $\epsilon = -4,2^\circ$

untersucht. Der c_A -Wert beträgt in diesem Fall $c_A \approx 1,0$. Aufgrund eines Einstellwinkels des Flügels von $\delta = 4^\circ$ gegenüber der Rumpfachse ergibt sich ein Anstellwinkel gegenüber der Profilschne von $\alpha_{\infty, \text{Flügel}} = 11,65^\circ$.

Zur Beurteilung der Störung des Flugzeugs im Nah- und Fernfeld ist in **Bild 1** die Abweichung des lokalen Strömungswinkels α vom Anstellwinkel α_∞ (in Grad) in der Ebene des Nasenmastes dargestellt. Auf der Konfigurationsoberfläche folgt die Strömung der Kontur (kinematische Strömungsbedingung). Daher findet auf der Rumpfunterseite und -oberseite eine Verringerung des lokalen Strömungswinkels statt, während im Nasen- und Cockpitbereich eine starke Strömungswinkelerhöhung eintritt. Im Bereich der Sonde an der Spitze des Nasenmastes ist der lokale Strömungswinkel um ca. $\Delta\alpha \approx 0,62^\circ$ größer als der Anstellwinkel.

Bild 2 zeigt die induzierte Geschwindigkeit $V - V_\infty$ in der Nasenmastebene in Prozent der Anströmgeschwindigkeit. Im Bereich der Rumpfnase wird die Strömung stark abgebremst, so daß die induzierte Geschwindigkeit negativ ist. Oberhalb des Flügels herrschen entsprechend der Auftriebserzeugung Übergeschwindigkeiten, während unter dem Flügel eine verminderte Strömungsgeschwindigkeit vorliegt. An der Sonde wird die örtliche Strömungsgeschwindigkeit durch die Do 128-6 ohne Propeller um ca. 2,53% gegenüber der Anströmgeschwindigkeit vermindert.

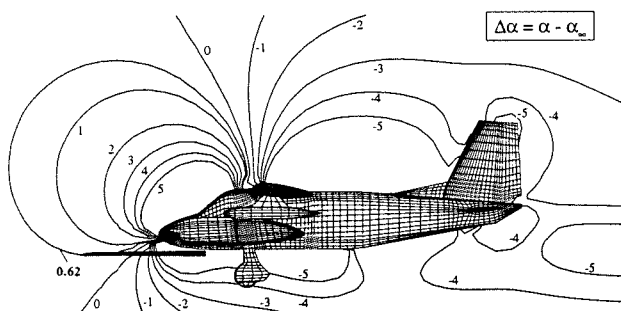


Bild 1: Abweichung $\Delta\alpha$ des lokalen Strömungswinkels α vom Anstellwinkel α_∞ (in Grad) in der Nasenmastebene.

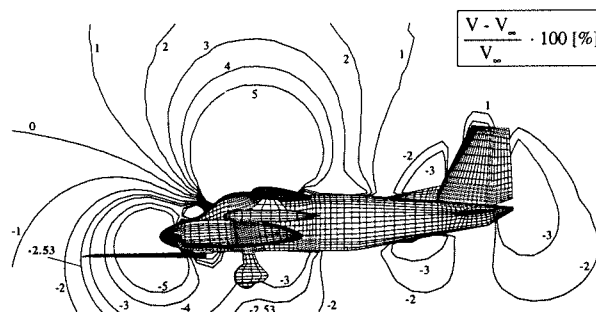


Bild 2: Induzierte Geschwindigkeit $V - V_\infty$ in der Nasenmastebene in Prozent der Anströmgeschwindigkeit.

Vergleiche mit Flugversuchen, bei denen sich die Propeller in der Nullschubstellung befanden, ergaben Abweichungen in derselben Größenordnung, wobei aber noch nicht zwischen Einbaufehler und Sondenfehler unterschieden werden konnte.

Literatur:

- [1] L. Fornasier: „A higher-order subsonic/supersonic singularity method for calculating linearized potential flow“. AIAA-Paper No. 84-1646 (1994).
- [2] L. Fornasier: „Linearized potential flow analysis of complex aircraft configurations by HISSS, a higher-order panel method“. AIAA-Paper No. 85-0281 (1995).
- [3] O. Brodersen, M. Hepperle, A. Ronzheimer, C.-C. Rossow, B. Schöning: „Entwicklung des parametrischen Netzgenerierungssystems MegaCads“. DLR Braunschweig, Inst. f. Entwurfsaerodynamik, IB 129-96/1 (1996).

Weiteres Vorgehen:

Das Berechnungsverfahren wird derzeit auf die Berücksichtigung des Propellereinflusses ausgedehnt. Hierbei sollen die induzierten Geschwindigkeiten von den Propellern in axialer und Umfangsrichtung berücksichtigt werden. Weiterhin wird das Berechnungsmodell auf unsymmetrische Flugzustände erweitert. Die zugehörigen Flugversuche stehen noch aus.

Datum 12.4.99

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. E.Elsholz, D. John

Institution Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse 28183 Bremen

Telefon: 0421-538 3905
Telefax: 0421-538 2910
e-mail: eberhard.elsholz@airbus.dasa.de
d.john@airbus.dasa.de

Weitere Partner DLR-Braunschweig, SM-EA

Thema **Navier-Stokes-Lösungen für
Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfigurationen**

Ausgangssituation

Eine erste vollständige Navier-Stokes-Lösung für eine A340-200 Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration liegt bereits vor und wurde in [1] vorgestellt. Das zugrundeliegende Gitter war nach mehrfachen Bearbeitungsschritten mit einem für diesen Zweck entwickelten Netzmodifikationswerkzeug [2] aus einem ursprünglich für eine konvergente Rechnung noch nicht geeigneten Ausgangsgitter (medium level) erstellt worden.

Ziel

Die vorliegende Lösung (Validierungsfall) soll hinsichtlich ihrer Netzabhängigkeit untersucht und das verwendete Gitter durch weitere Anpassungen und Verfeinerungen verbessert werden. Darüberhinaus soll untersucht werden, inwieweit das bestehende Netzmodifikationssystem auch für die gewünschte Änderung der Netztopologie eines neu erstellten INGRID-Netzes (A3XX-Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration [3] als Anwendungsfall) einsetzbar ist.

Lösungsweg

Die nähere Analyse der A340-200 Lösung zeigt Schwächen vor allem in der Grenzschichtauflösung an der Heckunterseite. Nachdem das Gitter zunächst global in Rumpfnormalenrichtung verfeinert wurde, wurde in diesem kritischen Bereich zusätzlich eine lokale Anpassung vorgenommen. Weitere gezielte Verbesserungen galten der Auflösung im Bugbereich sowie einem Gebiet unmittelbar vor dem Höhenleitwerk. Damit konnte die Gesamtlösung im Detail nochmals verbessert werden.

Eine Erweiterung der Netzmodifikationstechnik auf Topologieänderungen in INGRID-Netzen ist z.Zt. in Vorbereitung. Der weitgehend automatisierte INGRID-Netzgenerator für Flügel-Rumpf- und Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfigurationen generiert Netze mit ungünstiger Topologie im Bereich der Symmetrieebene, was dort zwangsläufig zu unzureichender Grenzschichtauflösung führt. Zwar kann dies für Anwendungen im Bereich der Flügelaerodynamik noch hingenommen werden, für die Untersuchung der Rumpheck- und Leitwerksumströmung ist hier jedoch Abhilfe zu schaffen.

AG STAB

Ergebnis

In BILD 1 sind Geschwindigkeitsprofile am unteren Rumpfheck der A340-200-Konfiguration für verschiedene Netzvarianten dargestellt. Man erkennt die deutliche Reaktion der Lösung auf die unterschiedlichen Grenzschichtauflösungen: vom groben Netz ('mmm') über das global verfeinerte ('mmF') bis hin zum lokal adaptierten ('mmF2') Netz. In letzterem Netz befinden sich etwa 25 Punkte in der dort sehr dicken Grenzschicht.

A340-200 Wing-body-tail Configuration at 2.5° Incidence

$M = 0.82$ - NS-solution (FLOWer)
 $Re = 2.5 \text{ mill}$ - Turbulence transport model ($k-\omega$)
 $\alpha = 2.5^\circ$

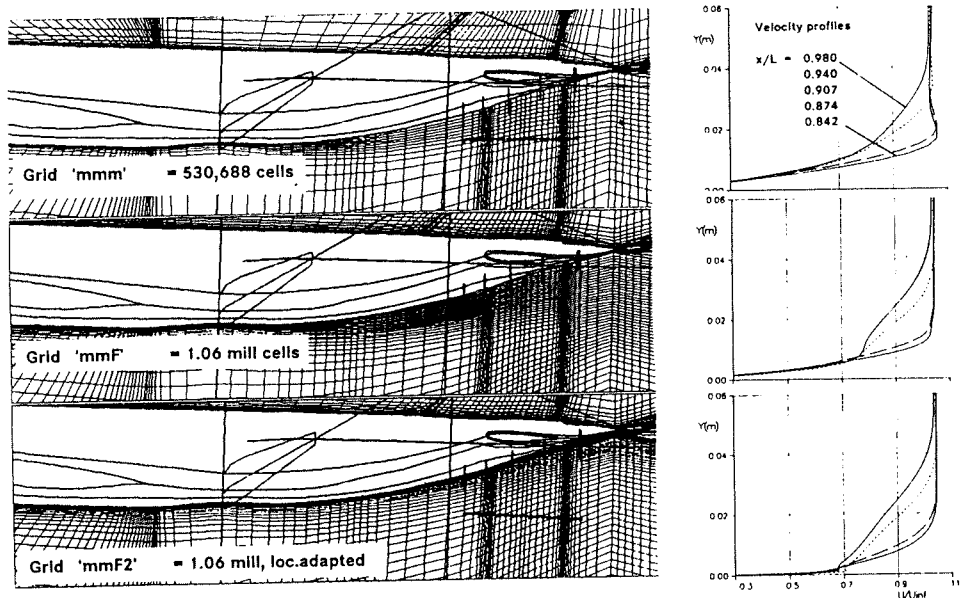


BILD 1: Einfluß der Netzdichte und -verteilung auf die Navier-Stokes-Lösung am Rumpfheck

Literatur

- [2] E.Elsholz, H.Steinmeyer: Netzmodifikationstechniken für 3D Navier-Stokes-Netze: Anwendung auf eine Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration. Vortrag auf dem 8. STAB-Workshop, 11.-13. Nov. 1997, Göttingen (1997)
- [2] E.Elsholz, H.Steinmeyer: Mesh Modification Techniques for Navier-Stokes Meshes. Demonstration of Viscous Adaptation, Geometry Change and Mesh Enrichment. Vortrag auf dem 10. DGLR-Fachsymposium 'STAB - Strömungen mit Ablösung', 11.-13. Nov. 1996, Braunschweig (1996)
- [3] D.John: Erweiterung des Netzgenerators INGRID auf Navier-Stokes-Netze an Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfigurationen. DA-Report EF-025/98 (April 1998)

Weiteres Vorgehen

Es sind weitere Untersuchungen zu Geometrie-Modifikationen am Rumpfheck vorgesehen, desweiteren soll die vorhandene Netz-Adaptionstechnik verbessert/weiterentwickelt werden.

Datum Juni 1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Jens Faßbender

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

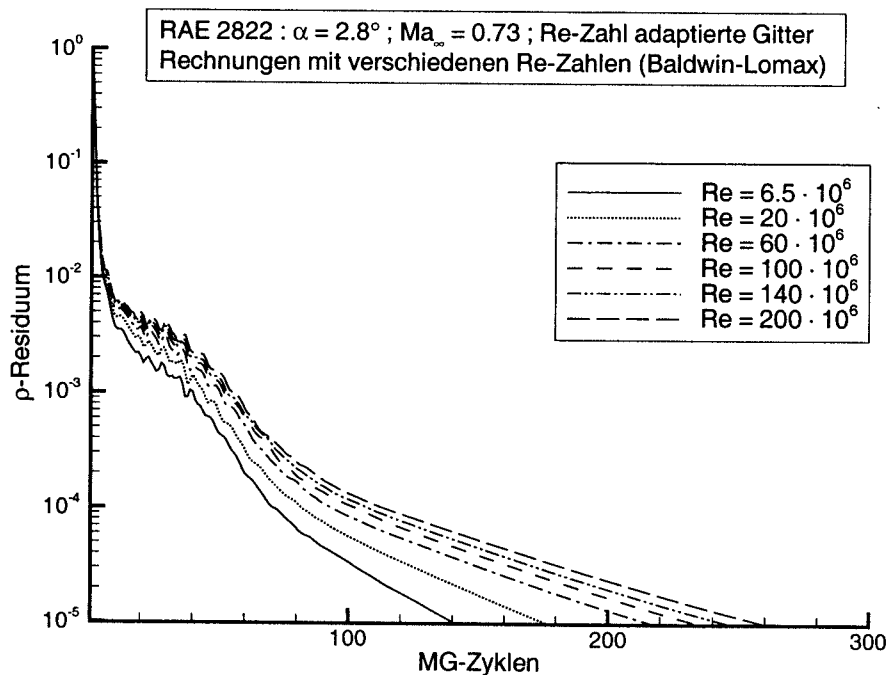
weitere Partner

Thema Berechnung von Strömungen mit hohen Reynoldszahlen, insbesondere effizientes, robustes Lösen von Turbulenzgleichungen

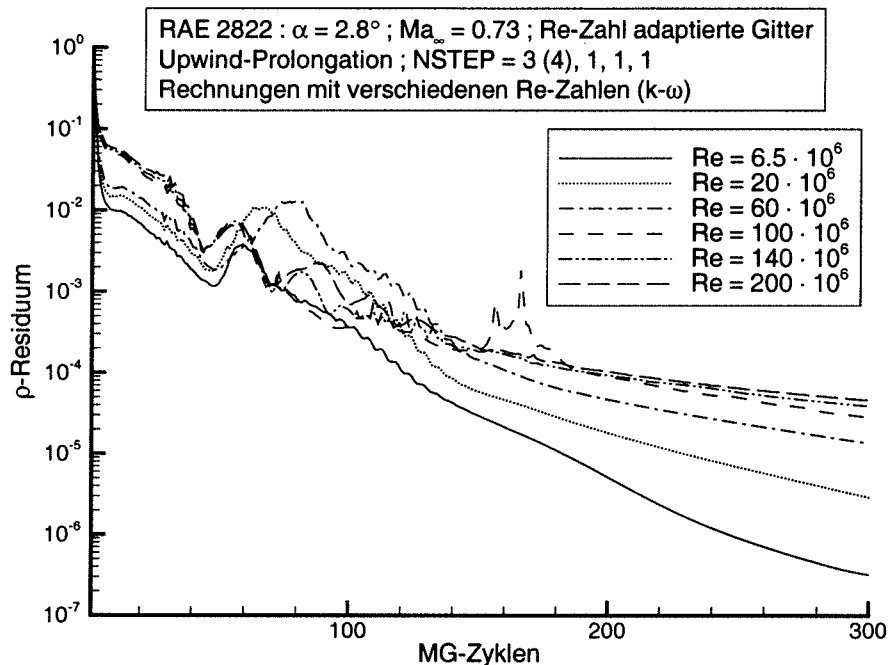
An Hand des RAE 2822-Profiles wurde untersucht, welchen Einfluß hohe Zellseitenverhältnisse, wie sie im Zusammenhang mit hohen Reynoldszahlen innerhalb der Grenzschicht auftreten, auf die Lösungseffizienz turbulenter Strömungen haben.

Zu diesem Zweck wurden für verschiedene Reynoldszahlen Netze um das RAE 2822-Profil generiert, die in Bezug auf den ersten Wandabstand adaptiert sind, um einen gleichmäßigen dimensionslosen ersten Wandabstand von etwa 1 zu gewährleisten. Außerdem ist für alle Reynoldszahlen eine gleichbleibende Anzahl von Punkten zur Grenzschichtauflösung verwendet worden.

Rechnungen mit verschiedenen Reynoldszahlen unter Verwendung des algebraischen Turbulenzmodells nach Baldwin und Lomax haben gezeigt, daß die mit der Reynoldszahl wachsenden Zellseitenverhältnisse lediglich zu einer geringen Effizienzeinbuße führen.



Werden die gleichen Rechnungen mit Hilfe des $k-\omega$ Turbulenzmodells durchgeführt, so sind für größere Reynoldszahlen (ab ca. 60 Millionen) erhebliche Konvergenzprobleme bei Mehrgitterrechnungen zu beobachten. Aus diesem Grund ist der Einfluß einzelner Elemente des Mehrgitterverfahrens für die Turbulenzgleichungen untersucht worden. Hierbei hat sich der Transferoperator von einem groben auf ein feineres Gitter als kritischer Faktor herauskristallisiert. Daher wurde der Standard-Prolongationsoperator, der die Korrekturen der Turbulenzgleichungen wie der Hauptgleichungen mittels einer bi-/tri-linearen Interpolation transferiert hat, durch einen upwindgewichteten Prolongationsoperator ersetzt. Dabei hat sich gezeigt, daß die Verwendung der lokalen Geschwindigkeit (normal zur durchströmten Zellseite) zusätzliche Glättungsoperationen auf dem feinsten Gitter erforderlich macht. (Der Parameter



„NSTEP“ gibt die Anzahl der Runge-Kutta-Schritte auf jedem Mehrgitterlevel an. „NSTEP = 3 (4), 1, 1, 1“ bedeutet dementsprechend, daß auf dem feinsten Gitter drei (bzw. vier) Runge-Kutta-Schritte ausgeführt werden, während auf den gröberen Gittern der Runge-Kutta-Schritt lediglich einmal pro Mehrgitterzyklus berechnet wird.)

Weitere Untersuchungen deuten auf ein besseres Konvergenzverhalten bei Verwendung der lokalen Machzahl anstelle der lokalen Geschwindigkeit als Skalierungsfaktor hin. Auch eine Skalierung der zu transferierenden Korrekturen ohne Upwindeinfluß wird derzeit untersucht.

Als weitergehender Ansatz zur robusteren Integration der Turbulenzgleichungen wird im Augenblick ein linienimplizites Verfahren für die Turbulenzgleichungen implementiert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Heinz Hansen, Ivan Szabo

Institution: DaimlerChrysler Aerospace Airbus

Adresse: Hünefeldstr. 1-5
D-28183 Bremen

Telefon: 0421/538-3358

Telefax: 0421/538-2267

e-mail: H.Hansen@airbus.dasa.de

weitere Partner:

Thema:

Untersuchungen zum Stall-Verhalten einer A3XX relevanten Profilierung bis hin zu hohen Re-Zahlen im Rahmen des Technologieprogramms HAK 2

Ausgangssituation:

Die für hohe Mach-Zahlen ausgelegten Flügel der A3XX zeigen mit ihren dünnen, spitzen Profilen im Hochauftrieb bei den in den üblichen Windkanälen erreichbaren Re-Zahlen ein kritisches Stall-Verhalten: der Auftrieb bricht abrupt über ein Aufplatzen einer kurzen laminaren Ablöseblase zusammen. Da Rechenverfahren diesen sogenannten Leading-Edge (LE) Stall nicht oder nur unzureichend wiedergeben, waren intensive Untersuchungen zu dieser Problematik im Rahmen des vom BMBF geförderten Technologieprogramms 'Hochauftriebskonzepte' HAK 2 notwendig.

Ziel:

Die Untersuchung des Stall-Verhaltens dieses Profiltyps bis hin zu hohen Re-Zahlen, um erste Aussagen über die Entwicklung des Stall-Verhaltens der A3XX bis hin zu Flug-Re-Zahlen und eine Datenbasis für die Validierung und Weiterentwicklung von Rechenverfahren für diesen kritischen Bereich zu erhalten.

Lösungsweg:

Aus dem Außenflügel des DNW Modells wurde ein entsprechendes Profilmodell mit einer Profiltiefe von 600mm abgeleitet, mit dem Messungen im Kryo-Kanal-Köln (KKK) bis hin zu Re-Zahlen von $Re=14$ Mio. unter Ausnutzung der Kryo-Technik durchgeführt werden konnten. Dies entspricht in etwa der Flug-Re-Zahl am Außenflügel der A3XX im Hochauftriebsbereich. Der Auftrieb wurde über den mit 54-DV Bohrungen ausgestatteten Druckverteilungsschnitt in der Flügelmitte ermittelt. Auf eine Messung des Widerstandes wurde verzichtet. Die Zweidimensionalität der Strömung wurde mit Hilfe von zwei zusätzlichen Oberseiten DV-Schnitten und durch drei spannweite DV-Reihen kontrolliert. Durch Ausblasen an der Wand über Schlitze im vorderen und hinteren Profilbereich konnten Störungen durch Wandablösungen verringert werden. Im ganzen Re-Bereich wurde die Strömung über Mini-Tufts auf der Oberseite beobachtet.

Ergebnis:

Ausgehend von dem unter Windkanalbedingungen zu beobachtendem kritischen Stall-Verhalten von A3XX relevanten Flügelentwürfen wurde ein WK-Versuch an einem großen Profilmodell im Kryo-Kanal-Köln konzipiert und in mehreren Phasen durchgeführt. Mit diesem Modell konnten unter Kryobedingungen Flug-Re-Zahlen des A3XX-Flügels simuliert werden.

Während bei kleinen Re-Zahlen der Auftrieb aus dem linearen Auftriebsanstieg heraus abrupt zusammenbricht, deutet sich bei hohen Re-Zahlen eine Abminderung des Auftriebsanstieges an mit einem nachfolgenden starken Zusammenbruch des Auftriebs. Aus der Beurteilung der Auftriebspolaren heraus kann man dieses Stallverhalten bei kleinen Re-Zahlen als typischen Leading-Edge Stall bezeichnen. Die Auswertung der Druckverteilungen zeigt, daß bis hin zu hohen Re-Zahlen ($Re=14.5$ Mio.) immer noch ein LE-Stall auftritt, der jedoch nicht mehr ganz so stark ausgeprägt ist wie bei kleinen Re-Zahlen.

Ein weiteres Ziel dieser Experimente waren, eine Validierungsdatenbasis für Rechenverfahren zu schaffen. Die gemessenen Daten wurden mit drei bei der DA eingesetzten 2D Rechenverfahren verglichen. Das

einfachste Verfahren ist das EPPLER-Verfahren, das ein Panelverfahren ohne Grenzschicht-kopplung darstellt. Das HILI-Verfahren ist ebenfalls ein Panelverfahren das mit einer Grenzschichtrechnung gekoppelt ist. Im Anschluß wird der Maximalauftrieb durch ein empirisches Druckdifferenzenkriterium limitiert. Das MSES-Verfahren ist das aufwendigste eingesetzte Verfahren, ein Eulerverfahren gekoppelt mit einem Grenzschichtverfahren. Der Maximal-auftrieb wird nicht über empirische Kriterien limitiert, insgesamt berechnet dieser Verfahren einen deutlich zu hohen Maximalauftrieb.

Es hat sich hierbei ganz klar gezeigt, daß trotz der einfachen Single-Element-Konfiguration durch den sehr komplexen Vor-gang des Aufplatzens einer kurzen, transitionellen Ablöseblase im Nasenbereich das Stall-Verhalten gerade bei hochwertigen Rechenverfahren, die auf empirische Stall-Modellierungen verzichten, nur sehr unzureichend wiedergegeben wird.

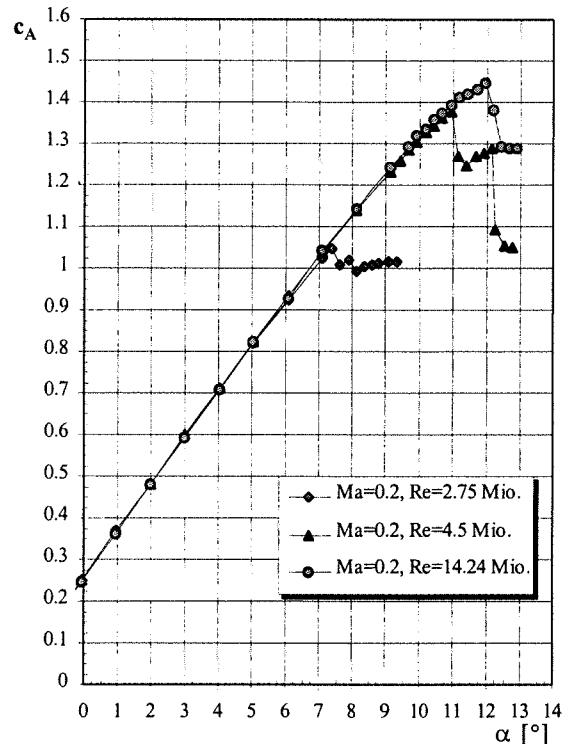
Literatur:

- [1] R. Eppler, D. M. Somer: *A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils*. NACA TM 80210 1980
- [2] G. Dargel, H. Jakob: *Berechnungsverfahren für viskose Klappenprofilströmungen - Rechenprogramm HILI*. DA-Bericht TE2-1632 1988
- [3] M. Drela, M. Giles: *ISES: A Two-Dimensional Viscous Aerodynamic Design and Analysis Code*. AIAA-86-0424, January 1987
- [4] W. Valarezo, V. Chin: *Method for the Prediction of Wing Maximum Lift*. Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 1, Jan.-Feb. 1994 pp. 103-109
- [5] D. Reckzeh: *Ermittlung des Ablöseverhaltens am H8Y-Flügel mit dem Druckdifferenzenkriterium*. DA-Bericht EFP-279/97 1997

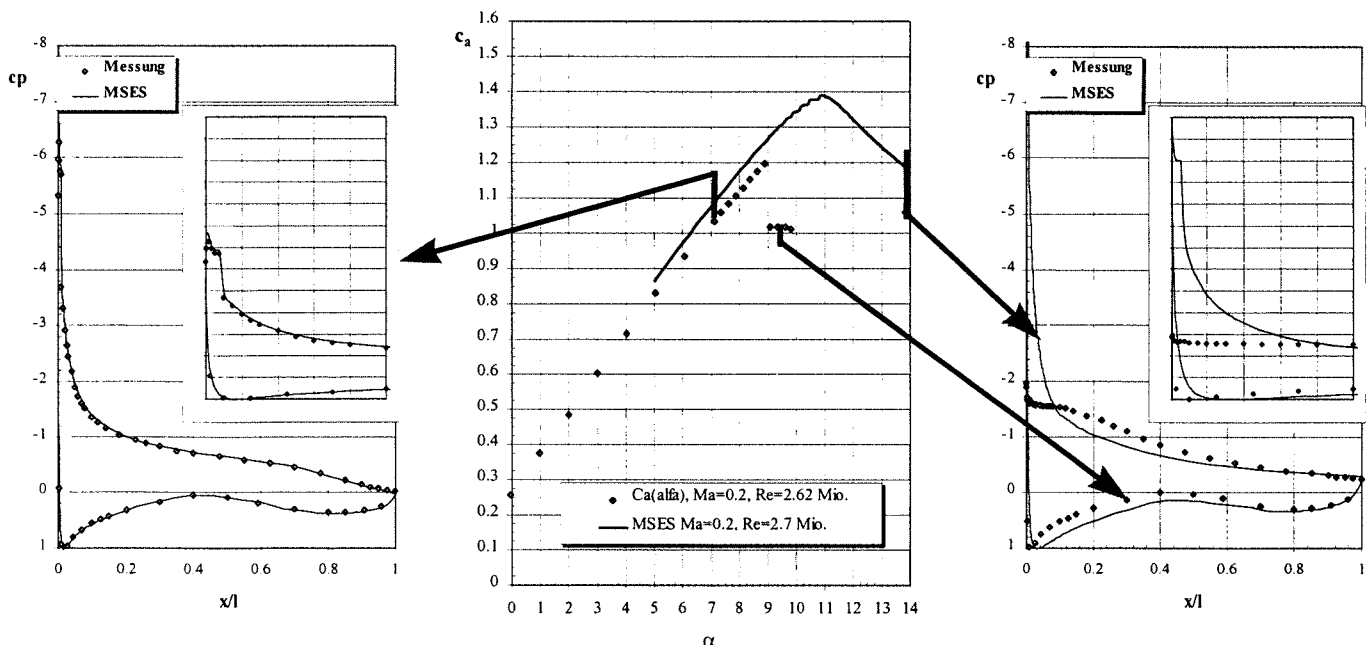
Weiteres Vorgehen:

Mit diesem 2D-Modell wurde eine interessante Basis für weitere Versuche im KKK bei Flugbedingungen geschaffen. Im Frühjahr 1999 werden die Clean Messungen durch weitere Hochauftriebsmessungen und Slat Setting Variationen ergänzt.

Re-Reihe Ma=0.2



Vergleich Messung / Rechnung MSES
Ma=0.2, Re=3 Mio.



Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Cornelia Hillenherms		
Institution	RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut		
Adresse	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon	(0241)-80 4358
		Telefax	(0241)-8888 257
		Email	conny@aia.rwth-aachen.de

Thema: Voruntersuchungen und Aufbau eines Versuchsstands zur Untersuchung von Drehschwingungen an beidseitig elastisch aufgehängten Flügelmodellen

Ausgangssituation

Aufgrund steigender Transportleistungen und leichter Bauweisen künftiger Flugzeuge und Tragflügel steigt die Notwendigkeit, bereits in der Entwurfsphase zuverlässige Verfahren zur aero- und strukturdynamischen Auslegung einsetzen zu können, insbesondere in Hinblick auf die aeroelastische Stabilität. Nur durch die vollständig gekoppelte, simultane Berechnung des Strömungsfeldes und der Deformationen des elastischen Tragflügels kann dies erreicht werden. Derartige numerische Verfahren müssen entwickelt und durch experimentelle Ergebnisse validiert werden. Daher werden am Aerodynamischen Institut Aachen (AIA) im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 401 Versuche zur Untersuchung der dynamischen Wechselwirkung zwischen schwingenden, überkritischen Tragflügeln und dem umgebenden Strömungsmedium durchgeführt.

Ziel

Ziel der Untersuchungen ist die Bestimmung der instationären aerodynamischen Derivativa für den transsonischen Geschwindigkeitsbereich und die Analyse der auftretenden Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen und ihrer Auswirkungen auf die instationäre Druckverteilung.

Lösungsweg

Die Untersuchung der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung erfolgt an zunächst starren Flügelmodellen mit elastischer Aufhängung im $40 \times 40 \text{ cm}^2$ -Trisonik-Windkanal des AIA. Anfangs werden Nickschwingungen untersucht, d.h. die beidseitige, elastische Lagerung des Flügels erlaubt ausschließlich Änderungen des Anstellwinkels (siehe Abbildung 1).

Dabei werden gleichzeitig die instationäre Druckverteilung, die Auflagerkräfte und das Torsionsmoment sowie der momentane Anstellwinkel erfaßt. Die verwendeten Flügelmodelle in Form eines Rechteck-, eines Trapez- und eines gepfeilten Flügels besitzen die Profilierung der SFB-Referenzkonfiguration (BAC-3-11/RES/30/21) und stellen jeweils Segmente eines kompletten Tragflügels dar, an denen die Auswirkungen von Zuspitzung und Pfeilung separat untersucht werden können.

Zur simultanen Erfassung der Signale von Druckaufnehmern, Dehnungsmeßstreifen und Weggebern wurde ein PC-basiertes Meßsystem aufgebaut. Es verfügt über insgesamt 24 Kanäle zur hochfrequenten und simultanen Datenerfassung, bestehend aus A/D-Karten und Gleichspannungs- bzw. Trägerfrequenzmeßverstärkern. Die Messung der Kräfte, die sich aus Trägheits- und Luftkräften zusammensetzen, geschieht durch zwei symmetrisch aufgebaute DMS-Waagen, die an die beiden Seiten des Modells montiert werden. Sie bestehen jeweils aus zwei miteinander verschraubten Ringen mit Normal- bzw. Tangentialkraftmeßstellen in Form von Doppelbiegebalken. Die elastische Lagerung wird als Kreuzfeder ausgeführt und dient gleichzeitig zur Erfassung des Torsionsmoments.

Im Vorfeld der Messungen mit elastischer Aufhängung wurden stationäre Profildruckverteilun-

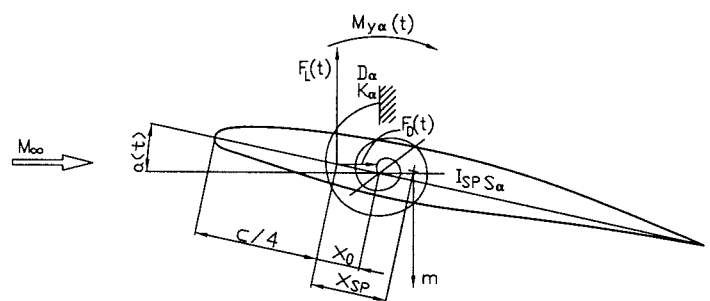


Abbildung 1: Mechanisches Modell

gen am fest eingespannten SFB-Rechteckflügel bei verschiedenen Anstellwinkeln (-2 bis 5°) und Machzahlen (0.50 bis 0.78) aufgenommen. Das Profil hat eine Tiefe von 150 mm und füllt mit 400 mm Spannweite die gesamte Breite der Meßstrecke aus. Das verwendete Windkanalmodell aus Aluminium und Araldit wurde dafür mit insgesamt 48 Bohrungen zur Messung des statischen Druckes im Mittelbereich des Profils versehen. Gleichzeitig wurden Farbschlierenaufnahmen zur Sichtbarmachung der Stoßkonfiguration auf der Profiloberseite sowie darüber hinaus Ölanstrichbilder erstellt. Die so gewonnenen experimentellen Ergebnisse wurden mit Ergebnissen aus Rechnungen mit dem Euler-Grenzschicht-Verfahren MSES [1] und denen aus Navier-Stokes-Rechnungen [2] verglichen.

Ergebnis

Abbildung 2 zeigt einen Vergleich der gemessenen und der mit dem Euler-Verfahren berechneten stationären Druckverteilung am SFB-Profil bei einer Machzahl von 0.50 und einem Anstellwinkel von 0° . Die auf die Profiltiefe bezogene Reynoldszahl beträgt in diesem Fall 1.57×10^6 , folglich ist die Grenzschicht auf der Profiloberseite bis zu einer Lauflänge von etwa 75 % der Profiltiefe laminar. Der Sprung in der Druckverteilung deutet auf eine Ablösung hin, auch die Rechnung zeigt dies im Verlauf des Reibungsbeiwertes (hier nicht abgebildet). Nachfolgend ist die Grenzschicht turbulent, auch das wird durch die Rechnung bestätigt.

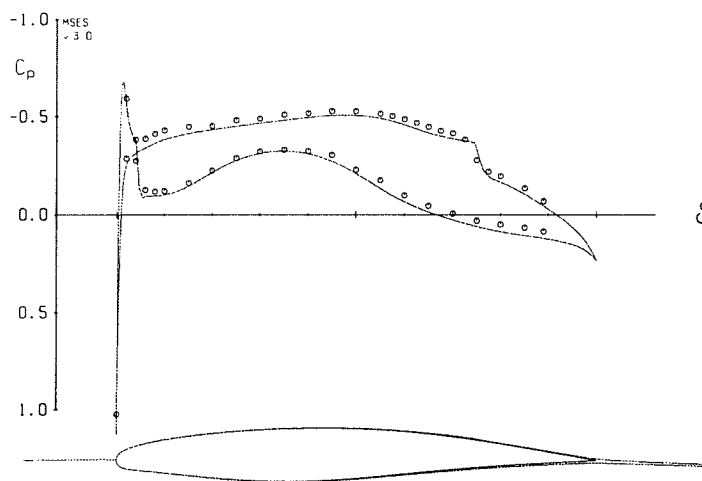


Abbildung 2: Vergleich der Druckverteilung für $Ma=0.50$ bei $\alpha=0^\circ$. $\circ$ Messung. — Rechnung

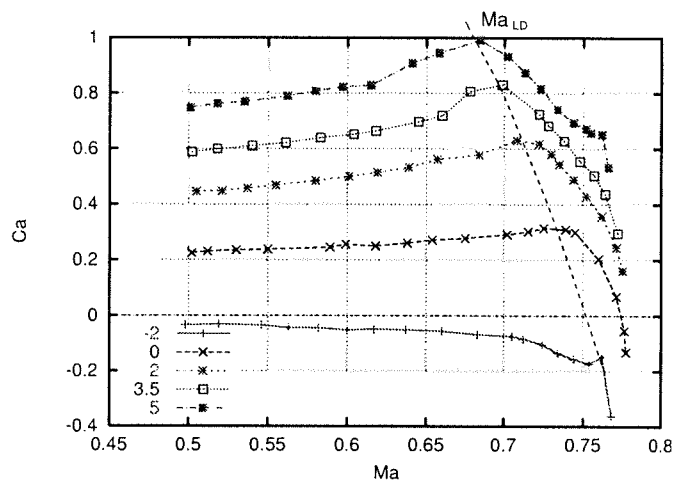


Abbildung 3: Auftriebsbeiwert als Funktion der Machzahl

Abbildung 3 zeigt den Verlauf des Auftriebsbeiwerts über der Machzahl für verschiedene Anstellwinkel (-2° - 5°). Diese Darstellung zeigt die Eigenschaften und Grenzen dieses überkritischen Profils. Man erkennt gut die Verringerung der Machzahl des maximalen Auftriebsbeiwerts mit steigendem Anstellwinkel (LD: "Lift Divergence") und auch die zunehmende Ausprägung dieses Maximums.

Literatur

- [1] M. Drela and M. B. Giles. Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils. 25(10):1347-1355. 1987.
- [2] M. Meinke and D. Hänel. Time accurate multigrid solutions of the Navier-Stokes equations. In W. Hackbusch and U. Trottenberg, editors. *Multigrid Methods III*. pages 289-300. Birkhäuser Verlag. 1991.

Weiteres Vorgehen

Durchführung von stationären Messungen mit fixierter Transition. Untersuchung verschiedener Transitions-lagen. Instationäre Messungen: Ausschwingvorgänge mit elastischer Lagerung des Flügels. erzwungene Drehschwingungen.

Datum April 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829 e-mail: hp.kreplin@dlr.de
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH DNW DLR-Institut für Entwurfsaerodynamik	
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays an Hochauftriebsflügeln	

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 war durch entsprechende Grenzschichtuntersuchungen zu verifizieren. Diese Untersuchungen waren eingebunden in das Technologievorhaben „Hochauftriebskonzepte (HAK)“ der DASA Airbus.

Im Landeanflug von Verkehrsflugzeugen führt die Umströmung der Fahrwerke und der Landehilfen (Vorflügel und Klappen) bei gleichzeitig gedrosselten Triebwerken zu einem Anstieg des Anfluglärms. In dem nationalen BMBF-Verbundvorhaben „Eigengeräuschminderung an Verkehrsflugzeugen“ werden diese Schallquellen, ihre Entstehungsmechanismen und mögliche Lärminderungskonzepte untersucht. Im Rahmen dieses Projektes werden auch Untersuchungen der instationären Strömungsvorgänge mit Heißfilmsensoren durchgeführt.

Ziel

1. Untersuchung von Grenzschichtphänomenen an Airbus-Hochauftriebsmodellen im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW): Bestimmung der Lage des Umschlages und der Ablösung
2. Untersuchung instationärer Strömungsvorgänge an Hochauftriebskonfigurationen im Hinblick auf mögliche Schallentstehungsmechanismen

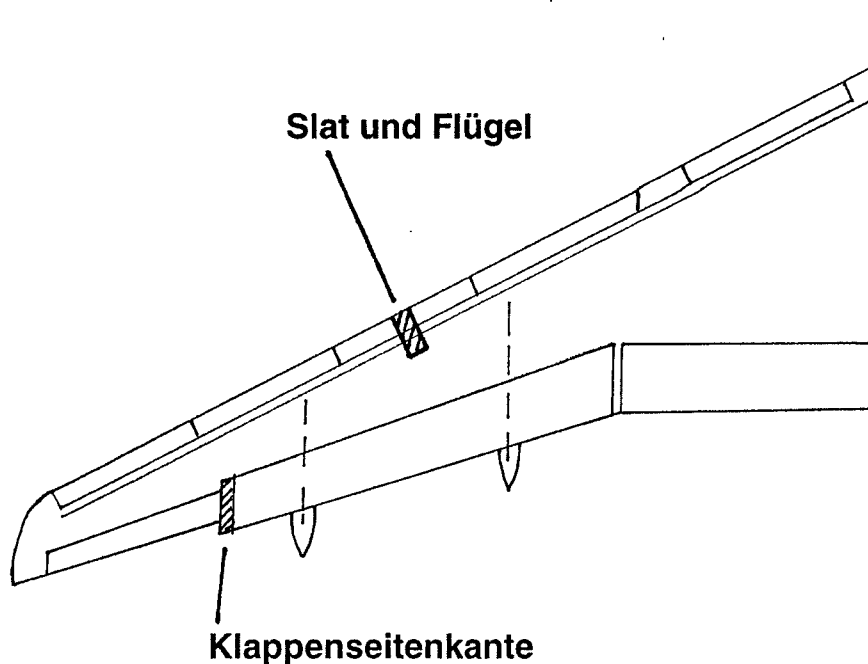
Lösungsweg

Als Meßverfahren wird die Oberflächenheißfilmtechnik verwendet. In mehreren Meßkampagnen im DNW wurden an Airbusmodellen Heißfilmmarrays am Slat (Vorflügel), im vorderen Bereich des Hauptflügels (Fixed Leading Edge) und an der Klappe (Flap) eingesetzt. Die Abstände der einzelnen Sensoren auf den Arrays betrugen 2.54 mm. Mit den im Rumpf des Modells angeordneten Konstant-Temperatur-Anemometern, die von der DLR für den

DNW im Rahmen des Updates entwickelt und gefertigt wurden, können bis zu 50 Sensoren gleichzeitig betrieben werden. Durch on-line-Kreuzkorrelationsanalyse im PC lassen sich die Lage von Ablöse- und Anlegelinien bestimmen. Dazu wird die Phasenumkehr der Heißfilmsignale über diese singulären Punkte (phase reversal phenomenon) benutzt.

Ergebnis

Im Rahmen des Verbundvorhabens „Eigengeräuschminderung an Verkehrsflugzeugen“ wurden Heißfilmmessungen am ALVAST-Flügel im Akustischen Windkanal (AWB) des DLR Braunschweig und am A320-Ganzmodell im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW-LLF) durchgeführt. Dabei wurden Heißfilmarrays an der Unterseite des Vorflügels (Slat cove), im Nasenbereich des Hauptflügels und nahe der Klappenseitenkante (Flap side edge) eingesetzt.



Lage der Heißfilmarrays am linken Flügel des A320-Modells im DNW

Erste Auswertungen der Heißfilmmessungen wurden durchgeführt. Die Frequenzspektren der Schwankungen der Heißfilmsignale sind meist breitbandig ohne signifikante Spitzen oder Maxima. Die Grenzschichttransition auf der Flügeloberseite läßt sich bestimmen, während das Wiederaanlegen der Strömung an der Slatunterseite kaum zu erkennen ist. Hier sind weiterführende Analysen erforderlich.

Literatur

Weiteres Vorgehen

Detaillierte Auswertung und Analyse der vorhandenen experimentellen Daten, Messungen am Original-Airbusflügel im DNW

Mitteilung

Projektgruppe: Starrflüglertechnologien

Ansprechpartner: Tilo Krißler
Dr. Josef Mertens

Institution: Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse: Hünefeldstr. 1-5
28183 Bremen

Tel: 0421 538 2350
Fax: 0421 538 2267
e-mail: Tilo.Krissler@airbus.dasa.de

weitere Partner: Synaps Ingenieurgesellschaft mbH, Bremen
Synaps Inc., Atlanta

Thema: Erstellung eines Projektverfahrens zur Ermittlung der lokalen Stoßpfeilung

Motivation:

Es werden Rechenverfahren benötigt, mit denen transsonische Effekte am Flügel und an der Gesamtkonfiguration in den Projektentwurf eingebunden werden können. Sowohl Panel- als auch Navier-Stokes Verfahren sind sehr genau aber rechenzeitintensiv. Es werden kurze Rechenzeiten benötigt, um richtige Tendenzen transsonischer Effekte in Gesamtkonfigurations-Optimierungsverfahren einzubringen.

Ausgangssituation:

Ein aus einer Datenbasis abgeleitetes mathematisches Modell zur Beschreibung des 2-D Wellenwiderstandes in Abhängigkeit der Parameter Ma_∞ , C_L , t/c und der Stoßpfeilung Λ lag vor. Die Datenbasis beinhaltet auf minimalen Wellenwiderstand optimierte Grenzleistungsprofile. Diese Profile wurden als Ein-Punkt Entwürfe unter Vorgabe von Anströmmachzahl Ma_∞ , Auftriebsbeiwert C_L und relativer Dicke t/c bei einer Reynoldszahl von $2 \cdot 10^6$ mit Hilfe eines Optimierers ermittelt. Die Datenbasis und das mathematische Modell für den Wellenwiderstand wurde im Rahmen vorangegangener Arbeiten von A. Van der Velden erstellt.

Als Optimierungssoftware steht Pointer der Fa. Synaps Inc. zur Verfügung, in welcher Gradienten-, Linear Simplex-, Downhill Simplex- und Evolutionsverfahren zur Optimierung zum Einsatz kommen.

Als 2-D Nachrechenverfahren zur Erstellung der Datenbasis wurde VICWA eingesetzt (volles Potentialverfahren mit Grenzschicht Differenzenverfahren). Als weitere 2-D Verfahren stehen XLS (volles Potentialverfahren mit Grenzschicht Integralverfahren) und MSES zur Verfügung (Eulerverfahren mit Grenzschicht).

Ziel:

Es soll ein Projektverfahren erstellt werden, das es ermöglicht, in Abhängigkeit der Parameter Ma_∞ , C_L , t/c und Flügelgrundriß, die lokale Stoßpfeilung auf dem Flügel zu ermitteln. Mit Hilfe des mathematischen Modells für den 2-D Wellenwiderstand soll dann abschnittsweise der Wellenwiderstand des 3-D Flügels errechnet werden. Um dieses Verfahren einsetzen zu können, ist neben den gegebenen Größen C_L und t/c auch die Kenntnis des lokalen Stoßwinkels und der lokalen Anströmmachzahl Ma notwendig.

Lösungsweg:

Zur Ermittlung eines mathematischen Modells für die lokale Stoßpfeilung eines Flügels wurde die bestehende Datenbasis herangezogen. Dazu wurde die Datenbasis der Grenzleistungsprofile hinsichtlich der Lage des Verdichtungsstoßes ausgewertet. Aus diesen Daten konnte ein mathematisches Modell für die Lage des Verdichtungsstoßes auf dem Profil in Abhängigkeit von Ma , C_L und t/c ermittelt werden. Zur Beschreibung der Daten wurden physikalisch sinnvolle Ansatzfunktionen gewählt, deren Koeffizienten mit Hilfe eines Optimierers bestimmt wurden. Um in Randbereichen des mathematischen Modells physikalisch sinnvolle Aussagen zu erhalten, war es notwendig, die Datenbasis entsprechend zu erweitern. Durch Erreichen der Rechengrenzen des bislang eingesetzten Verfahrens (VICWA) wurde die Datenbasis mit XLS nachgerechnet und erweitert. Die erweiterte Datenbasis ist Grundlage des mathematischen Modells für die Lage des Verdichtungsstoßes auf dem Profil. Mit dem Flügelgrundriß ergibt sich geometrisch die lokale Stoßpfeilung Δ auf dem Flügel.

Zur Abschätzung der lokalen Anströmmachzahl wird ein einfaches Potentialverfahren eingesetzt, welches die Verdrängungseinflüsse des Rumpfes am Ort des Flügels berücksichtigt. Bei gegebener Rumpfgeometrie kann damit die lokale Anströmmachzahl am Ort des Flügels abgeschätzt werden.

Die lokale Stoßpfeilung kann nun mit Hilfe des mathematischen Modells für die Lage des Verdichtungsstoßes in Abhängigkeit von Ma_∞ , C_L , t/c und Flügelgrundriß ermittelt werden. Mit Hilfe des mathematischen Modells für den 2-D Wellenwiderstand kann damit der 3-D Wellenwiderstand des Flügels abschnittsweise berechnet werden.

Zwischenergebnis:

Es wurde ein Rechenverfahren für den Projektentwurf entwickelt, welches die lokale Stoßpfeilung auf dem Flügel ermittelt, in Abhängigkeit von Auftriebs- und Dickenverteilung des Flügels, Ma_∞ und Flügelgrundriß. Mit Hilfe des 2-D Verfahrens für den Wellenwiderstand ist es damit möglich, den Wellenwiderstand eines 3-D Flügels abschnittsweise zu berechnen.

Weiteres Vorgehen:

Im weiteren Verlauf der Arbeit sollen in ähnlicher Weise Aussagen über transsonische Einflüsse auf den Momentenbeiwert C_M , Maximalauftrieb C_{Amax} und auf Buffet-Kriterien abgeleitet werden. Auch Triebwerkeinflüsse sollen durch eine entsprechender Erweiterung der Datenbasis abgeschätzt werden.

Tilo Krißler, 28.04.1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Flügel großer Streckung**

Ansprechpartner Dr. Josef Mertens
Institution DASA - Airbus, EXF

Adresse Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH **Telefon** 0421-538-3802
 28183 Bremen **Telefax** 0421-538-2910
 e-mail Josef.mertens@airbus.dasa.de

weitere Partner DLR, mehrere Hochschulen

Thema Einige wichtige Ergebnisse des Technologieprogramms RaWid

Ausgangssituation

Das Technologieprogramm „Reduktion des aerodynamischen Widerstands (RaWid)“ läuft seit Anfang 1994 und wird seit 01.07.1995 vom BMBF gefördert. Auf den STAB-Symposien und STAB-Workshops der letzten Jahre wurde der Projektstand regelmäßig vorgetragen, z.B. [1]. Einzeltechnologien wurden in Spezialvorträgen präsentiert, wie auch wieder in diesem Symposium.

Ziel

Erarbeitung von Technologien zur Verbesserung der aerodynamischen Leistung bei Reisefluggeschwindigkeit unter Berücksichtigung der Start-/Landebedingungen und interdisziplinärer Randbedingungen.

Lösungsweg

Schwerpunkte der Technologiearbeiten waren:

- Einbettung der Aerodynamik in die Gesamtflugzeugentwicklung
- Multifunktionales Klappensystem für Hoch-, Niedriggeschwindigkeit und Steuerung
- Systeme zur Reduktion des Reibungswiderstands (Laminarisierung, Riblets) und zur Erhöhung der Ablöseresistenz
- Theoretische und experimentelle Werkzeuge zur Verbesserung von Qualität und Effizienz in der Entwicklungsarbeit.

Ein wesentlicher Teil der numerischen Arbeiten wurde in das Verbundvorhaben MEGAFLOW integriert. Das DFG-Verbundvorhaben „Transition“ wird aktiv unterstützt.

In RaWid wurden eine Vielzahl von Einzelergebnissen erarbeitet. U.a. wurde ein VC-Flügel entwickelt, der erstmals die hochgesteckten aerodynamischen Ziele des A3XX erreicht hat. Interdisziplinäre Werkzeuge gestatten eine frühzeitige Abstimmung von aerodynamischem Entwurf und Gesamtflugzeugentwurf. Eine neuartige Bauweise von Absaugenasen läßt den Einsatz dieser vielversprechenden Technologie näher rücken.

Literatur

- [1] J. Mertens, Reduction of Aerodynamic Drag (RaWid) in the national Research and Technology Programme for Aeronautics - Status After the First Year of the Programme New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics Contributions to the 10th AG STAB/DGLR Symposium, Braunschweig, Germany 1996, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60, Editors H. Körner & R. Hilbig, Vieweg, 1997, pp. 7-14

weiteres Vorgehen

Ab 1999 werden im Rahmen des Luftfahrt-Technologieprogramms die aerodynamischen Technologiearbeiten am Flügel mit den Struktur- und Systemarbeiten zusammengefaßt zu dem interdisziplinären Programm „Adaptiver Flügel (ADIF)“. Es wird eine intensive Zusammenarbeit mit den hierauf ausgerichteten SFBs in Aachen, Stuttgart und Berlin geben.

Datum: 12.06.98

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe /
Fachkreis:** Flügel großer Streckung /
Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. E. Meyer

Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM
o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka
Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching

Telefon: +89-289-16148
Telefax: +89-289-16139
e-mail: edgar@flm.mw.tum.de

Weitere Partner: Partner aus Verbundprojekt DYNAFLEX (Dynamik des flexiblen Flugzeugs)

Thema: Eulerlösungen für die Roll-Gier-Schwingung (dutch-roll) von starren und elastischen Flügel-Rumpf-Konfigurationen

Ausgangssituation:

In der Flugmechanik werden Bewegungen eines Flugzeugs üblicherweise anhand der Beiwerte und Derivativa des Flugzeugs entwickelt bzw. simuliert. Die Beiwerte und Derivativa werden dabei meist aus Tabellen und linearen Ansätzen zur Überlagerung bei gekoppelten Bewegungen ermittelt.

Ziel:

Anhand von Eulerrechnungen einer Verkehrsflugzeugkonfiguration bestehend aus Flügeln mit Winglet, Rumpf und Leitwerken werden die gekoppelten Beiwerte und Derivativa von Roll-Gier-Schwingungen bei verschiedenen Frequenzen ermittelt und mit ebenfalls aus Eulerrechnungen gewonnenen, linear zusammengesetzten Ergebnissen nicht gekoppelter Seitenbewegungen verglichen. Anhand dieser Ergebnisse können die Ansätze der Flugmechanik überprüft und gegebenenfalls korrigiert werden.

Lösungsweg:

Ein instationäres Eulerverfahren wird in Verbindung mit einem instationären Raumgitter eingesetzt. Das Raumgitter wird dabei - ausgehend von einem Multiblockgitter für einen symmetrischen Flugzustand - über eine elliptische, blockübergreifende Glättung der Flugzeugoberfläche, die sich aus Starrkörperbewegung und elastischer Deformation zum jeweiligen Zeitschritt ergibt, nachgeführt. Beim Eulerverfahren handelt es sich um ein Finite-Volumen-Verfahren mit TVD-Eigenschaft und mit Flußformulierung nach Roe, das wahlweise explizite oder implizite Zeitintegration [1] zuläßt. Aufgrund der komplexen Geometrie mit lokal sehr kleinen Zellen und der niedrigen Frequenz von Dutch-Roll-Schwingungen ist für dieses Projekt nur die implizite Zeitintegration sinnvoll anzuwenden.

Ergebnis:

Aus den Eulerrechnungen erhält man über Integration der Druckverteilung auf der Oberfläche die Beiwertverläufe während der Bewegungen. Die Beiwerte der Seitenbewegung zeigen dabei für alle betrachteten Bewegungsformen einen von der ersten Harmonischen dominierten Verlauf (Abb. 1), während die Beiwerte der Längsbewegung von den höherharmonischen Anteilen, insbesondere von der zweiten Harmonischen geprägt werden (Abb. 2). Anhand einer Reihe von Parametervariationen [2] wurden die Einflüsse von Anströmbedingungen, Oberflächengeometrie und Schwingungsparametern untersucht. Von allen untersuchten Parametern hat die Schwingungsfrequenz dabei den größten Einfluß auf die Beiwerte und ihre Derivativa. Der Zusammenhang zwischen Frequenz und Derivativa ist dabei größtenteils nichtlinear (Abb. 3).

Gekoppelte Derivativa einer komplexen Bewegung lassen sich im allgemeinen sehr gut über lineare Ansätze aus ungekoppelten Derivativa darstellen. Allerdings treten kritische Fälle auf, in welchen die lineare Superponierung zu fehlerhaften Ergebnissen führt.

Es konnte gezeigt werden, daß der Einsatz eines Eulerverfahrens zur Simulation von Seitenbewegungen komplexer Flugzeugkonfigurationen möglich ist. Gegenüber den schnelleren, potentialtheoretischen Verfahren rechtfertigt sich der Einsatz des Eulerverfahrens für derartige, stoßbehaftete Strömungsvorgänge durch seine „shock capturing“-Eigenschaft. Anhand der durchgeführten Parametervariationen zeigt sich, daß der Einsatz eines höherwertigen Verfahrens sich nicht auf Einzelfallrechnungen oder vereinfachte Geometrien beschränken muß, obwohl das Verfahren in der Konvergenzgeschwindigkeit bei weitem nicht ausgereizt ist und beispielsweise durch den Einsatz der Mehrgittertechnik deutlich effizienter werden könnte.

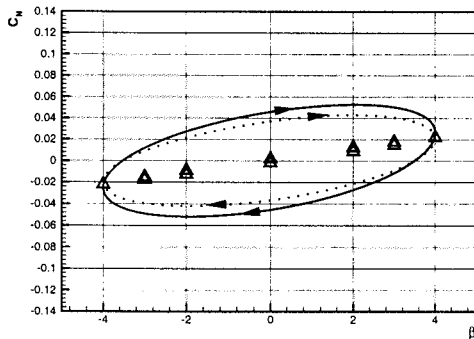


Abb. 1: Giermomentenbeiwert während einer Roll-Gier-Schwingung (---: Vergleichswerte Gierschwingung, Δ : Ergebnisse aus stationärer Rechnung)

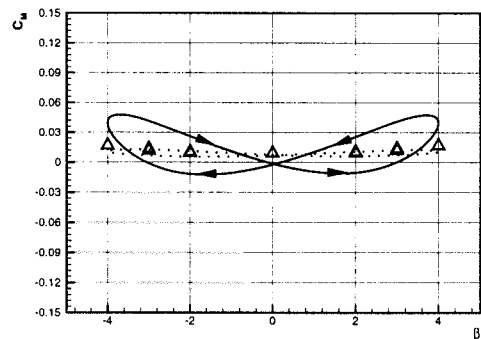


Abb. 2: Nickmomentenbeiwert während einer Roll-Gier-Schwingung (---: Vergleichswerte Gierschwingung, Δ : Ergebnisse aus stationärer Rechnung)

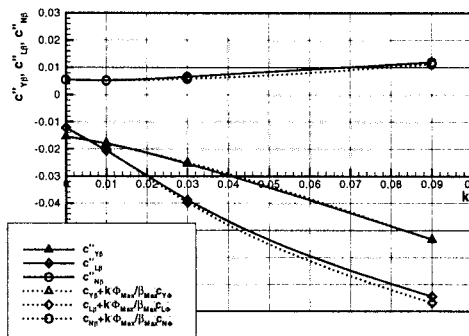


Abb. 3: Frequenzabhängigkeit der β -Derivativa einer Roll-Gier-Schwingung (—: nichtlinear aus Eulerrechnung, ---: linear zusammengesetzt aus Eulerrechnungen von Rollschwingung und Gierschwingung)

Literatur:

- [1] Kreiselmaier, E.: *Berechnung instationärer Tragflügelumströmungen auf der Basis der zeitlinearisierten Eulergleichungen*, Dissertation, TU München, 1998.
- [2] Meyer, E.: *Untersuchungen zur Seitenbewegung von Verkehrsflugzeug-konfigurationen mittels eines Eulerverfahrens*, Ergebnisbericht, Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München, 1999.

Weiteres Vorgehen:

Weitergehende Untersuchungen werden ihr Augenmerk auf Fälle richten, in welchen die lineare Zusammensetzung gekoppelter Derivativa fehlerbehaftet ist. Eine Ermittlung der Ursachen dieser Sonderfälle sollte hilfreich bei der Definition von Kriterien sein, für welche Fälle eine lineare Superponierung zum Einsatz kommen kann. Darüberhinaus wird eine Erweiterung der Konfiguration um Triebwerke und Pylons erfolgen, sowie für zukünftige Rechnungen unsymmetrische Geometriedeformationen bei der Seitenbewegung berücksichtigt werden.

Datum: 23.02.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Tel. : 0531/391-2971
Fax : 0531/391-5952

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. C. Nebel

Tel. : 0531/391-2983
c.nebel@tu-bs.de

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Tel. : 0531/391-2972
d.hummel@tu-bs.de

Thema: Untersuchung der Rumpfheck-Umströmung eines Verkehrsflugzeugs

Ausgangssituation:

Für den Entwurf künftiger Verkehrs- und Transportflugzeuge ist die zuverlässige Berechnung der Umströmung der Konfiguration eine unabdingbare Voraussetzung. Um alle Reibungseffekte in Grenzschichten, Ablösegebieten, Nachläufen und Strahlvermischungszonen erfassen zu können, müssen die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen unter Verwendung von Turbulenzmodellen numerisch gelöst werden. Hierfür stehen derzeit geeignete Programme zur Verfügung.

Ziel:

Um einen deutlichen Fortschritt zu erzielen ist es erforderlich, die gegenseitigen Beeinflussungen aller Einzelkomponenten des Gesamtflugzeugs näher zu untersuchen. Hierzu werden vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), der DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH (DASA) und verschiedenen Universitätseinrichtungen im Rahmen des BMBF-Verbundforschungsvorhabens MEGAFLOW Navier-Stokes-Rechnungen für komplexe Konfigurationen durchgeführt. Am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig werden in diesem Rahmen die Rumpfheck/Leitwerks-Anordnung bearbeitet und die Validierungsrechnungen für die Flügel/Rumpf/Leitwerks-Konfiguration durchgeführt.

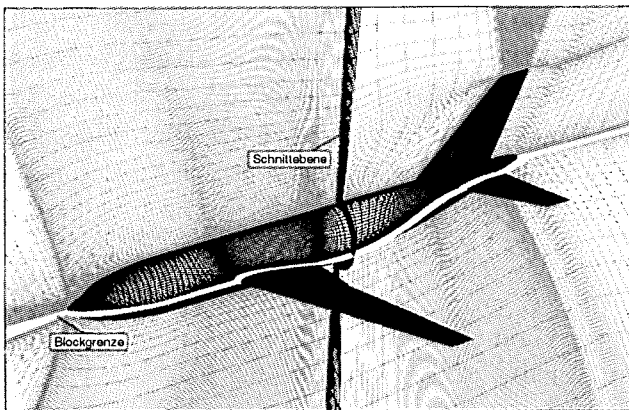


Bild 1: Netz für Flügel/Rumpf/Leitwerks-Konfiguration in HH-Topologie; Auflösung für Euler Rechnung: 2,95 Mio. Punkte; für Navier-Stokes Rechnung 4,4 Mio. Punkte

Lösungsweg:

Für die Anwendung eines Navier-Stokes Verfahrens ist es erforderlich, das Strömungsgebiet durch ein geeignetes Rechnetz zu diskretisieren. Hierfür wird zunächst mit dem Netzgenerierungsprogramm MegaCads ein Netz für eine generische Rumpf/Leitwerks-Konfiguration erstellt. Durch Zusammenschluß der Rumpf/Leitwerks-Sektion des Netzes mit dem von einem Kooperationspartner generierten Flügel/Rumpf-Segment wird ein Netz für eine Flügel/Rumpf/Leitwerks-Konfiguration erstellt. Anhand der bei ersten Euler-Rechnungen in den Lösungen durch Diskretisierungsfehler auftretenden Totaldruckverluste wird eine Verbesserung des Rumpf/Leitwerks-Netzes und des Flügel/Rumpf/Leitwerks-Netzes vorgenommen.

Rechnung: Navier-Stokes mit k- ω Turbulenzmodell,
Multigrid 3 Level, $k^{(0)} = 1/2$; $k^{(1)} = 1/64$

Netz mit 4,4 Mio. Punkten

Testfall: $Ma_\infty = 0,78$, $\alpha = 2^\circ$, $\varepsilon = 0^\circ$

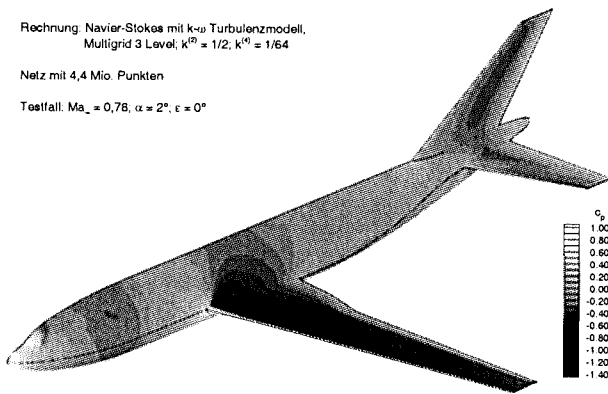


Bild 2: Druckverteilung aus Navier-Stokes Rechnung mit k- ω Turbulenzmodell für Flügel/Rumpf/Leitwerks-Konfiguration

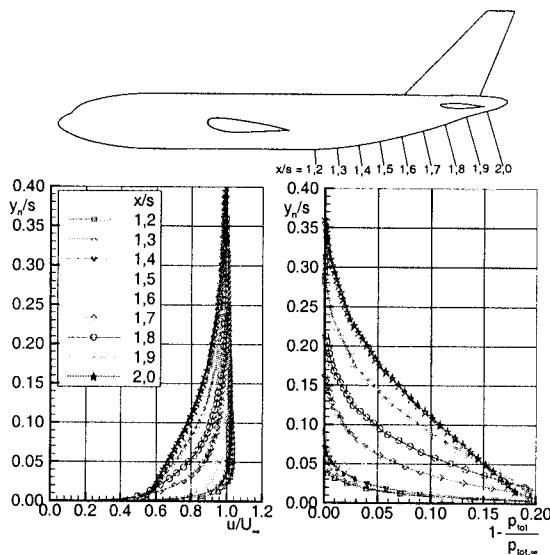


Bild 3: Geschwindigkeits- und Totaldruckverlustverteilungen in der Symmetrieebene unterhalb des Rumpfhecks aus Navier-Stokes Rechnung mit k- ω Turbulenzmodell; $Ma_\infty = 0,78$; $\alpha = 2^\circ$; $\varepsilon = 0^\circ$

Durch eine Verfeinerung im Grenzschichtbereich werden dann Netze für Navier-Stokes Rechnungen erzeugt, auf denen die Validierungsrechnungen durchgeführt werden.

Ergebnisse:

Das im Berichtszeitraum erstellte Netz in HH-Topologie für eine generische Flügel/Rumpf/Leitwerks-Konfiguration ist in Bild 1 zu sehen.

Nach anfänglichen Euler-Rechnungen zur Netzanpassung wurden Navier-Stokes Rechnungen mit dem Baldwin-Lomax Turbulenzmodell und mit dem k- ω Turbulenzmodell durchgeführt. Die aus einer Rechnung mit dem k- ω Turbulenzmodell entstammende Oberflächendruckverteilung für den Fall $Ma_\infty = 0,78$; $\alpha = 2^\circ$ und $\varepsilon = 0^\circ$ ist in Bild 2 dargestellt. Im folgenden wurden dann ein Vergleich der Ergebnisse aus den Euler und Navier-Stokes Rechnungen mit und ohne Flügel durchgeführt. Anhand von Analysen des dreidimensionalen Feldes war es möglich, die auftretenden Strömungsphänomene ihrem Ursprung nach zuzuordnen.

Besonders auffällig bei der Untersuchung war die starke Aufweitung des Gebietes reduzierter Geschwindigkeiten und erhöhter Totaldruckverluste auf der Unterseite des Rumpfhecks im Bereich der Verjüngung. Die Verteilungen der Geschwindigkeiten und der Totaldruckverluste in diesem Bereich sind in Bild 3 dargestellt. Die Untersuchungen zeigen hier, daß eine sehr starke Aufweitung der Rumpfgrenzschicht stattfindet. Eine Ablösung am Rumpf konnte aber nicht gefunden werden.

Literatur:

- [1] Kroll, N.; Rossow, C.-C.; Becker, K.; Thiele, F.: *MEGAFLOW - A numerical flow simulation system*. ICAS-Paper 2.7.4, 1998.
- [2] Brodersen, O.; Hepperle, M.; Ronzheimer, A.; Rossow, C.-C.; Schöning, B.: *The parametric grid generation system MegaCads*. Proceedings of the 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Mississippi 1996, pp. 353-362.
- [3] Coustols, E.; Séraudie, A.; Mignosi, A.: *Rear fuselage flow characteristics for a complete wing-body configuration at transonic conditions*. Proceedings of the 20th ICAS Congress, Sorrento 1996, Vol. 1, pp. 423-433.

Weiteres Vorgehen:

Die industrielle Anwendbarkeit soll durch Einführung der Chimera-Technik verbessert werden. Durch sie werden die Netzgenerierung beschleunigt sowie einfachere Parametervariationen und lokale Netzmodifikationen erleichtert. Bei den Berechnungen werden weitere Bauteile berücksichtigt. Zur Optimierung der Anordnung der Leitwerke sollen Konfigurationsstudien durchgeführt werden. Die Ergebnisse müssen aber besser validiert werden, und hierfür ist eine umfangreiche Datenbasis mit Grenzschichtmessungen und Geschwindigkeitsmessungen im Feld erforderlich.

Datum 7. Mai 99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh	
Institution	DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH, Bremen und Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig	
Adresse	Abt. EFP Hünefeldstr. 1-5 28183 Bremen	Telefon 0421 / 538-2399 Fax 0421 / 538-2267 e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.dasa.de
Thema	Rechenverfahren im Entwurfsprozeß von Hochauftriebskonfigurationen	

Ausgangssituation und Ziel

Der Entwurfsprozeß von Hochauftriebssystemen stellt eine komplexe Aufgabe dar, die von vielen Parametern aus unterschiedlichen Bereichen (Aerodynamik, Strukturmechanik, Systemtechnologie) beeinflusst wird. In aerodynamischer Hinsicht sind unterschiedliche Forderungen durch das Hochauftriebssystem zu erfüllen. Während es beispielsweise im Landeanflug durch die Forderung nach einer geringen Bahnlänge auf einen möglichst maximalen Auftriebsbeiwert ankommt, ist im Startfall für einen großen Steigwinkel auch eine hohe Gleitzahl erwünscht. An jede der Anforderungen muß das Hochauftriebssystem optimal angepaßt werden. Auf lange Sicht wird es nicht möglich sein, den 3D-Entwurfsprozeß mit inversen Verfahren zu automatisieren. Aus diesem Grund bildet das iterative Vorgehen mit Geometriedefinition und Nachrechnung die Grundlage des Vorgehens.

Im Rahmen des BMBF-Forschungsprogramms HAK werden bei DaimlerChrysler Aerospace Airbus neue Technologien im Bereich der Hochauftriebssysteme entwickelt. Eine Zielsetzung besteht darin, Konzepte zu etablieren, die den Anforderungen einer „Megaliner“-Konfiguration gerecht werden und mit geringer Systemkomplexität gute aerodynamische Leistungen liefern.

Lösungsweg

Für den Entwurfsprozeß von Hochauftriebssystemen sind Rechenverfahren notwendig, die einerseits eine hohe Ergebnisqualität liefern, sich aber andererseits durch eine hohe Bedienerfreundlichkeit und einen geringen Rechenaufwand auszeichnen. Methoden, die einen sehr hohen Zeitaufwand bei der Modellierung der Geometrie, der Rechenzeit und der Ergebnisaufbereitung benötigen, sowie erfahrene Anwender voraussetzen, sind unter den Randbedingungen des Entwurfsprozesses nicht einsetzbar, da der Anwender das Rechenverfahren als ein Werkzeug unter vielen nutzt und sehr schnell verfügbare Ergebnisse benötigt. Um diesen Anforderungen gerecht zu werden, sind bei DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH Verfahren im Einsatz, die in den verschiedenen Phasen des Entwurfes einer Hochauftriebskonfiguration verwendet werden [1].

- Basierend auf den Daten des „clean“-Flügels (Reiseflugkonfiguration) wird die Definition der Geometrien der Elemente des Hochauftriebssystems (z.B. Slat oder Krügerklappe, Einfach- oder Doppelspaltklappe) durchgeführt und das Setting (Winkel, Spaltbreite, Vor-/Rücklage) der Elemente festgelegt.
- Mittels eines Verfahrens für zweidimensionale Profile (Panelverfahren mit Grenzschichtkopplung [2]) wird der Geometrieentwurf der spannweiten Flügelschnitte der Hochauftriebskonfiguration nachgerechnet. Die geringe Rechenzeit und die Möglichkeit direkt auf die erzeugten Geometriedaten zuzugreifen, ermöglicht eine schnelle Bewertung und Überarbeitung der Flügelschnitte.
- Mit einem auf diesen Schnittprofilrechnungen aufbauenden „quasi-dreidimensionalen“ Verfahren (iterative Kopplung des 2D-Verfahrens mit einem Tragflächenverfahren [3]) ist eine Bewertung des erstellten Flügelstraks in Hochauftriebskonfiguration durch Berechnung der Beiwerte, der Auftriebsverteilung sowie des Maximalauftriebs möglich. Die Auswirkung verschiedener Vorflügel- und Klappenkonfigurationen, der eingestellten Winkel und des Settings der Elemente auf die Leistungen des gesamten Flügels kann bestimmt und verglichen werden.

- Ist mit diesen Rechenwerkzeugen ein Entwurf des Hochauftriebssystems ausgewählt worden, können mit einem 3D-Verfahren (Panelverfahren VSAERO) die Eigenschaften der kompletten Flugzeugkonfiguration untersucht werden [4]. Es ist mit diesem Verfahren möglich, neben der Anordnung der Profilelemente auch die Auswirkungen der Tragflügelbehängung (Triebwerk/Pylon, Flap-Track-Fairings) und des Rumpfes auf das Verhalten im Hochauftrieb zu untersuchen, sowie das 3D-Ablöseverhalten und das Strömungsfeld um die Konfiguration zu analysieren. Der Einsatz dieses Verfahrens an Hochauftriebskonfigurationen wird in Zusammenarbeit mit dem DLR Braunschweig ausgebaut.

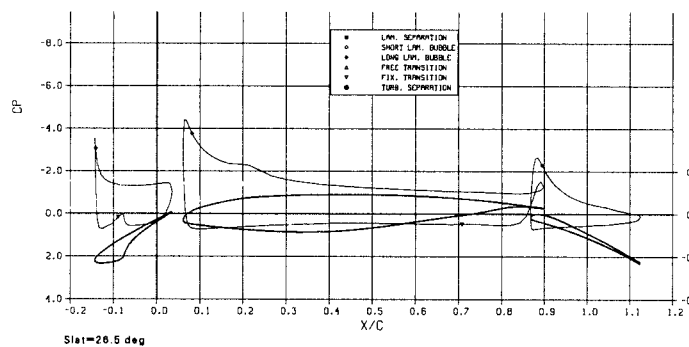


Bild 1: 2D-Nachrechnung

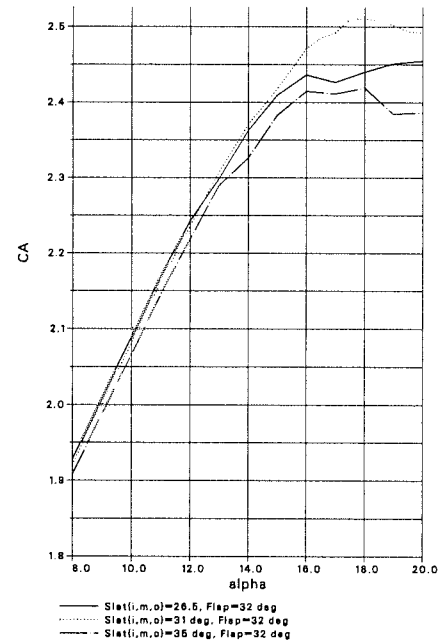


Bild 2: Quasi-3D-Nachrechnung

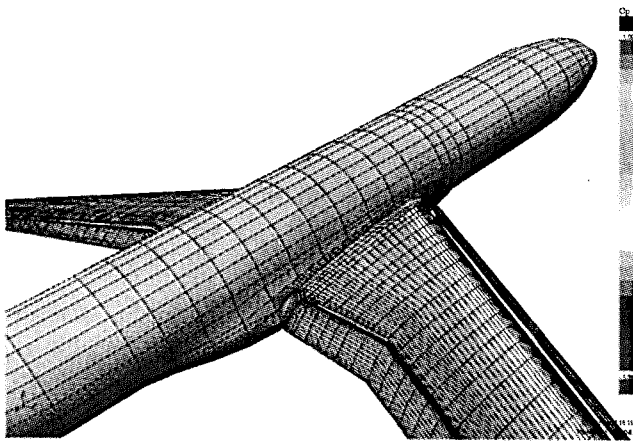
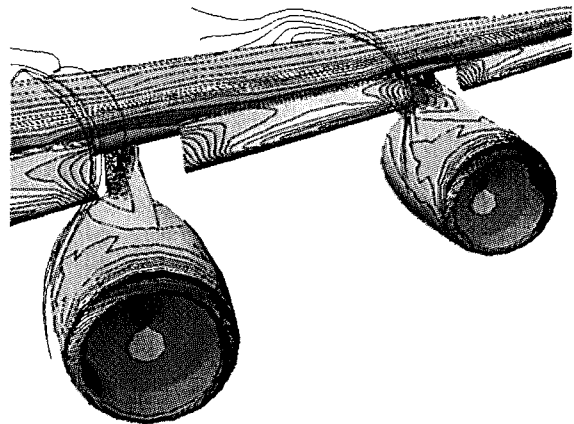


Bild 3 und Bild 4:
3D-Nachrechnung der kompletten Konfiguration



Ergebnis und weiteres Vorgehen

Für den Entwurfsprozeß von Hochauftriebssystemen sind verschiedene Rechenverfahren bei DaimlerChrysler Aerospace Airbus eingeführt. Es ist ein sinnvoller Einsatz entsprechend der Komplexität der Aufgabenstellung möglich (2D-Schnittprofile → 3D Flügel). Durch die Vorbereitung und Ergänzung von Windkanalversuchen (z.B. durch rechnerische 2D/3D-Setting-Variationen) kann eine Reduzierung der Entwicklungszeit erreicht werden. Insbesondere der Einsatz des 3D-Verfahrens VSAERO wird weiter ausgebaut. Einerseits ist hierfür die schnelle Erstellung der Oberflächennetze auch für komplexe Konfigurationen unabdingbar, andererseits soll durch die Einbindung leistungsfähigerer Grenzschicht- und Ablösem Modelle die Vorhersage des Maximalauftriebs und des spannungsreichen Ablöseverhaltens verbessert werden.

Literatur

- Reckzeh D., Rechenverfahren für den Entwurfsprozeß von Hochauftriebssystemen, DGLR-Jahrestagung 1998, Bremen, DGLR-JT-98-240
- Dargel, G., Jakob, H., Berechnungsverfahren für viskose Klappenprofilströmungen - Rechenprogramm HILI, DA-Bericht TE 2-1683
- Jakob, H., Zur rechnerischen Vorhersage des Maximalauftriebs an Flügel-Rumpf-Konfigurationen, DA-Bericht EF-19 93
- Reckzeh, D., Rechnerische und experimentelle Ergebnisse an der A3XX-Hochauftriebskonfiguration H8Y im Rahmen des Forschungsprogramms HAK II, STAB-Workshop Göttingen 1997

Datum Januar 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dr. W. Send, Dr. R. Voß		
Institution	Deutsches Zentrum für Luft- Raumfahrt e.V. (DLR) - Institut für Aeroelastik		
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen	Telefon:	0551/709-2387
		Telefax:	0551/709-2862
		e-mail:	wolfgang.send@dlr.de
Weitere Partner	Projekt ADIF, Arbeitsgebiet 3230		
Thema	Einfluß einer „Konturbeule“ auf die instationären transsonischen Luftkräfte am AMP-Flügel		

Ausgangssituation

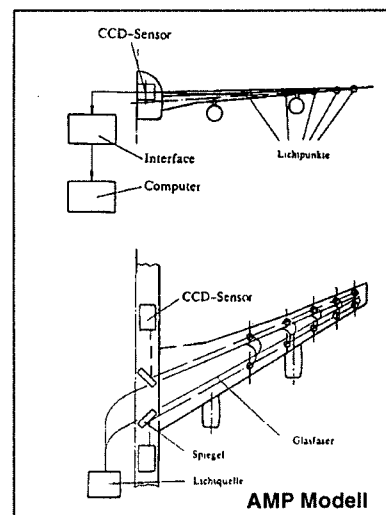
Das Leitkonzept *Adaptiver Flügel* verfolgt u.a. das Ziel, Verbesserungen im Widerstandsverhalten der Tragflächen zukünftiger Transportflugzeuge durch variable, anpaßbare Veränderungen der Flügelkontur zu erreichen. Aus diesem Leitkonzept ist das Gemeinschaftsprojekt ADIF (Adaptronik im Flügel) des DLR zusammen mit Daimler Benz hervorgegangen. Im Rahmen dieses Projekts werden vom Institut für Aeroelastik die Auswirkungen konturadaptiver Maßnahmen auf die aeroelastische Stabilität eines Flügels untersucht.

Eine der Maßnahmen ist eine „Konturbeule“ auf der Oberfläche des Flügels im Bereich des Stoßes, wodurch eine erhebliche Verminderung des Druckwiderstands erzielt wird. Der Nachweis dieses Effekts ist am 2D-Modell theoretisch und experimentell geführt worden. Gegenwärtig (Juni 1998) werden am Institut für Aeroelastik Windkanalversuche vorbereitet, bei denen die aeroelastische Stabilität des 2D-Profiles NLR 7301 mit und ohne Konturbeule vermessen werden soll. Messungen an einem 3D-Flügel sind erst mittelfristig denkbar.

Ziel

Ziel der als Thema genannten Untersuchung ist es, die instationären Luftkräfte zu bestimmen, die zu einer solchen Konturbeule gehören. Vor allem interessiert der Vergleich zwischen den Luftkräften ohne und mit Beule auf der Oberfläche bei ansonsten gleichen Bedingungen. Auf diesem Vergleich beruht am Ende die Aussage, in welchem Umfang eine solche konturadaptive Maßnahme Einfluß auf die aeroelastische Stabilität hat.

Die instationären Luftkräfte bestimmen zusammen mit den strukturellen Eigenschaften des Tragflügels die aeroelastische Stabilität. Die Berechnung der instationären Luftkräfte ist aber nur möglich, wenn die Bewegungen bekannt sind, die die Tragfläche tatsächlich ausführt. Diese Bewegungen sind, auch bei Näherungsbetrachtungen von 2D-Lösungen, nur aus dem Schwingungsverhalten eines 3D-Modells abzuleiten.



Lösungsweg

Eine sinnvolle Begrenzung des vorläufigen Umfangs der theoretischen Untersuchung ist die Beschränkung auf das sogenannte AMP-Modell. Der *AMP-Flügel* (Aeroelastisches Modell Programm) ist ein Halbmodell des Airbus 340. Die obige Skizze zeigt den Modellaufbau. Für diesen Flügel ist am Institut für Aeroelastik ein neues, vereinfachtes FE-Modell (zunächst ohne Triebwerke) entwickelt worden, dessen strukturelle Eigenschaften in den wesentlichen Merkmalen des Biege- und Torsionsverhaltens mit denen des ursprünglichen Windkanalmodells (Maßstab 1:25 zur A340) gut übereinstimmen. Aus diesem Modell lassen sich alle gewünschten Informationen zum Schwingungsverhalten

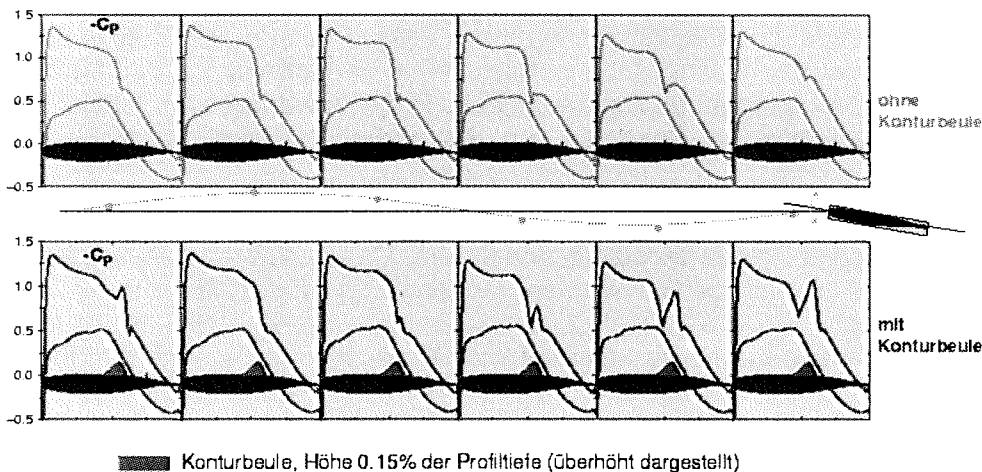
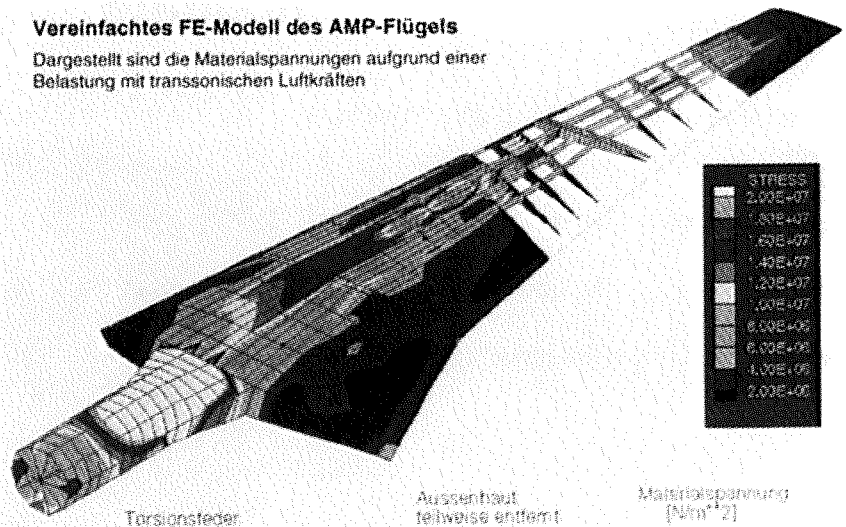
ableiten; zugleich hält sich der rechnerische Aufwand bei der direkten Kopplung von Fluid und Struktur in überschaubaren Grenzen. Für die Schwingungsformen dieses vereinfachten Modells wird über den *Einfluß einer „Konturbeule“ auf die instationären transsonischen Luftkräfte am AMP-Flügel* berichtet.

Wesentliches Merkmal des Versuchsaufbaus beim AMP-Flügel ist eine Torsionsfeder an der Flügelwurzel des Modells (siehe nebenstehendes Bild), wodurch die Torsionsfrequenz auf einen Wert leicht oberhalb der Frequenz der Grundbiegung herabgesenkt wird.

Dadurch wird der Modellflügel bereits bei einer vergleichsweise niedrigen Machzahl durch Kopplung von Grundbiegung und Grundtorsion instabil. Diese Tatsache macht das AMP-Modell besonders geeignet für Untersuchungen des Einflusses konturadaptiver Maßnahmen.

Vereinfachtes FE-Modell des AMP-Flügels

Dargestellt sind die Materialspannungen aufgrund einer Belastung mit transsonischen Luftkräften



Profil NLR 7301 mit und ohne Konturbeule bei $Ma=0.73$
Feldpanelverfahren mit Grenzschichtkorrektur

Ergebnisse

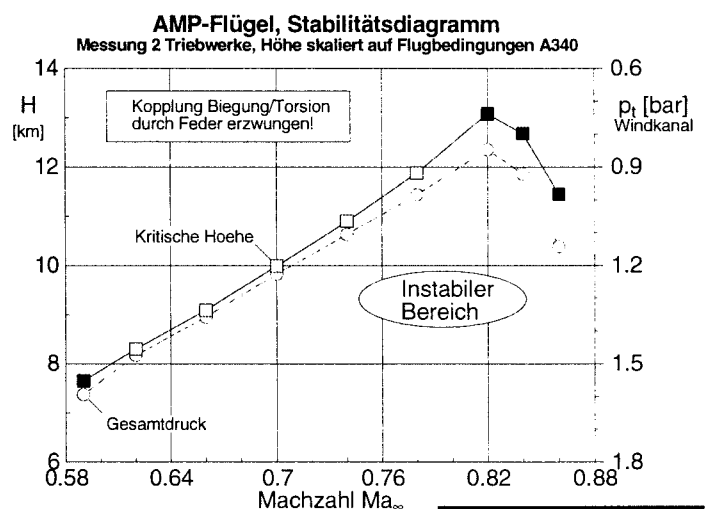
Die nebenstehende Bildfolge zeigt ein erstes Ergebnis für ein 2D-Profil. Bei einer Machzahl $Ma = 0.73$ schwingt das Profil um einen Drehpunkt bei 40 % der Flügeltiefe. Die Amplitude beträgt 1° . Der stationäre Anstellwinkel ist 0.73° . Dargestellt sind die Druckverteilungen auf Ober- und Unterseite über eine Schwingungsperiode. Die Konturbeule ist stark überhöht

dargestellt. Die Einbeziehung der Grenzschicht ist für eine realistische Stoßlage unerlässlich, auch wenn die Widerstandsverminderung durch die Konturbeule sich zum größten Teil nur auf den Wellenwiderstand, also auf den Druckanteil der Lösung, auswirkt.

Weiteres Vorgehen

Die erzielten instationären Lösungen werden in eine Stabilitätsanalyse eingefügt. Dies geschieht zunächst im Frequenzbereich. Die Darstellung der Ergebnisse im Stabilitätsdiagramm sollte erste Hinweise auf die aeroelastischen Aspekte der Konturbeule geben.

Für die Darstellung ist eine neue Form gewählt worden (nebenstehendes Bild mit den vorliegenden Versuchsergebnissen). Die Ergebnisse sind durch Hochrechnung auf die Flugbedingungen des zugrundeliegenden Flugzeugs leichter diskutierbar. Natürlich liegen die Stabilitätsgrenzen ohne Torsionsfeder viel höher!



Datum: 12. Juni 1998

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. D. Strohmeyer

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr.-Ing. G. Wichmann, Dr.-Ing. K.-H. Horstmann, Dipl.-Ing. L. Fornasier (DASA-M, HISSS), Dr.-Ing. W. Heinze (TU Braunschweig, PrADO)

Thema Geamtentwurfsuntersuchungen zur Abschätzung des Potentials von Dreiflächen-Verkehrsflugzeugen mit dem Vorentwurfsverfahren PrADO

Ausgangssituation

Das ständig wachsende Passagieraufkommen im interkontinentalen Luftverkehr führt zu einem steigenden Bedarf an Transportleistung. Eine Steigerung der Transportleistung kann durch Erhöhung der Fluggeschwindigkeit (Überschallverkehrsflugzeug) oder Erhöhung der Kapazität (Superjumbo) erzielt werden. Da heutige Großverkehrsflugzeuge (Boeing B747, Airbus A340) mit ihren geometrischen Abmessungen (Spannweite) die strukturellen Grenzen annähernd erreichen, sind für die kommende Generation auch unkonventionelle Konfigurationen auf ihre Realisierbarkeit und Wirtschaftlichkeit hin zu untersuchen.

Ein vielversprechendes Konzept ist das sog. Dreiflächenflugzeug mit Zusatzflügel (Canard) im Bugbereich. Unter Nutzung des Canardauftriebs zur Herstellung des Längsmomentengleichgewichts im Reiseflug lassen sich signifikante Verbesserungen der Flugleistungen realisieren. Im Startfall ist darüberhinaus eine deutliche Steigerung des Auftriebsbeiwerts zu erzielen. Beide Vorteile ermöglichen eine Reduktion von Flügelfläche, Struktur- und Treibstoffmasse bei gleicher Nutzlast.

Ziel

Abschätzung des Potentials von Dreiflächen-Verkehrsflugzeugen gegenüber konventionellen Drachenflugzeugkonfigurationen durch Einsatz des Gesamtentwurfsverfahrens PrADO [1] gekoppelt mit dem Higher-Order Panelcode HISSS [2].

Lösungsweg

- Erweiterung des Vorentwurfsverfahrens PrADO durch:
 - o Higher-Order Panelcode HISSS
 - o Oberflächennetzgenerator PrADO-Grid
 - o Transsonische Datenbasis
 - o Flugmechanik-Modul zur Simulation getrimmter Missionen für konventionelle Konfigurationen und Dreiflächen-Flugzeuge
- Kalibrierung von PrADO anhand existierender Großverkehrsflugzeuge
- Definition und Gesamtentwurf einer konventionellen Basiskonfiguration ohne Canard
- Parameterstudien zum Gesamtentwurf von Dreiflächen-Flugzeugen
- Optimierung einer Dreiflächen-Konfiguration

Ergebnis

Erste Vorentwurfsstudien einer A3XX-ähnlichen Basiskonfiguration mit Canard unterschiedlicher Spannweite in Tiefdeckeranordnung, **Bild 1**, zeigen bereits eine Verbesserung der Gleitzahl von bis zu 3 % gegenüber dem konventionellen Entwurf, **Tab. 1**. Bedingt durch den Beitrag des auftriebserzeugenden Canards zur Trimmung wird ein niedrigerer induzierter Widerstand realisiert, der den zusätzlichen Reibungswiderstand überkompensiert, **Bild 2**. Die Canardkonfigurationen sind darüberhinaus längsstabil, allerdings sinkt das Stabilitätsmaß gegenüber der Basiskonfiguration (43.8 %, bezogen auf $l_\mu = 11.7$ m) mit wachsender Canardspannweite auf bis zu 11.0 % ($b_C = 30$ m) ab.

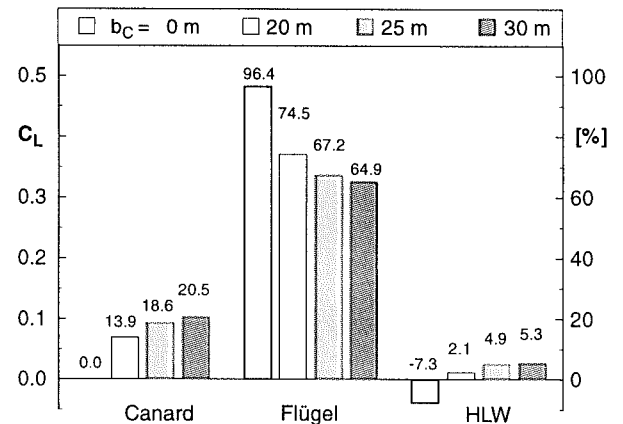
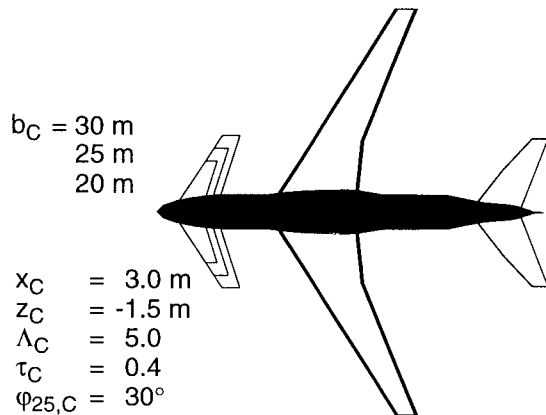


Bild 1 Untersuchte Dreiflächen-Konfigurationen.

Bild 2 Beitrag von Canard, Flügel und Höhenleitwerk zum Reiseflugauftrieb.

Konfiguration: Canardspannweite [m]		0.	20.	25.	30.
Aerodynamik: (Reiseflug)	Auftrieb	0.5	0.5	0.5	0.5
	Widerstand: Induziert	0.0125	0.0115	0.0110	0.0111
	Reibung	0.0105	0.0110	0.0113	0.0116
	Wellen	0.0002	0.0002	0.0002	0.0002
	Interferenz	0.0011	0.0011	0.0011	0.0011
	Gesamt	0.0243	0.0238	0.0236	0.0240
C_A / C_W		20.6	21.1	21.2	20.8
Stabilität: (Reiseflug)	Schwerpunktlage [m]	34.83	34.53	34.30	34.06
	Neutralpunktlage [m]	39.96	38.11	36.75	35.55

Tab. 1 Aerodynamische Charakteristiken der untersuchten Dreiflächen-Konfigurationen.

Literatur

- [1] Heinze, W.: Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten. Dissertation TU Braunschweig (1994), ZLR-Forschungsbericht 94-01.
- [2] Fornasier, L.: HISSS - A Higher-Order Panel Method for Subsonic and Supersonic Attached Flow About Arbitrary Configurations. In: Panel Methods in Fluid Dynamics with Emphasis on Aerodynamics, Vol. 21 of Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag, Braunschweig / Wiesbaden, 1988, S. 52-70.

weiteres Vorgehen

Weitere Parameterstudien und Optimierungsrechnungen unter Variation von Canardgeometrie und -position zum Entwurf einer optimalen Dreiflächen-Konfiguration auf der Basis des DLR-F11 Modells.

Mitteilung - STAB 98

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung
Ansprechpartner	Dr. Andreas Bergmann
Institution	DLR Institut für Entwurfsaerodynamik
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig
Telefon:	0531 / 295 - 2435
Telefax:	0531 / 295 - 2320
Thema	Experimentelle und theoretische Ergebnisse zur wirbeldominierten Umströmung der Vielflächnerkonfiguration F7

Ausgangssituation

Militärisches Luftfahrtgerät wird in Zukunft seine Aufgabe nur dann effektiv erfüllen können, wenn es sich bei optimal möglichen Flugleistungen einer frühzeitigen Erfassung durch Radar- und IR- Sensoren entziehen kann, beziehungsweise diesen Sensoren nach erfolgter Entdeckung eine gleichmäßige Verfolgung erschwert. Im Rahmen des Teilprogramms „Konfigurationen verminderter Ortbarkeit“ wurden Rechenverfahren zur Vorhersage der Aerodynamik solcher Konfigurationen entwickeln und mit Hilfe einer in jüngster Zeit erstellten experimentellen Datenbasis überprüft [1]. Diese Untersuchungen bieten neben der Verfahrensvalidierung auch Gelegenheiten zur Erprobung neuer Meßmethoden und zur Untersuchung der Strömungsphysik an Vielflächnerkonfigurationen.

Die F7 - Konfiguration ist als Doppeldelta konzipiert. An den Vorderkanten von Rumpf und Flügel entsteht jeweils ein Wirbel, die über dem Flügel interferieren. Dabei sollte der innenliegende vordere Wirbel auf den hinteren Wirbel stabilisierend wirken, vgl. z.B. [2]. Die vorläufigen Ergebnisse zeigen, daß dieser Effekt am F7 nur sehr gering ist. Er würde verstärkt werden, wenn der vordere Wirbel deutlicher ausgeprägt wäre. Das kann beispielsweise durch Grundrißflächenmodifikation oder durch Verkleinerung des Körperwinkels des vorderen Rumpfsegments erreicht werden. Ein weiterer Punkt ist die teilweise sehr ungünstige Lage der Kanten zur örtlichen Strömungsrichtung. Bereits bei niedrigen Anströmmachzahlen kommt es dadurch zu lokalen Überschallfeldern, die mit einem Verdichtungsstoß abgeschlossen werden.

Ziel

Nach der Auswertung der im TWG durchgeführten Kraft- und Druckverteilungsmessungen und Nachrechnung mit dem DLR - TAU Code auf der Basis unstrukturierter adaptierter Netze (vgl. Bild 1) soll die Aerodynamik der F7 - Konfiguration hinsichtlich der erwähnten Punkte bei gleichzeitiger Verbesserung der Radarsignatur verbessert werden. Auf dieser Grundlage wird eine neue Geometrie entworfen und im Windkanal vermessen.

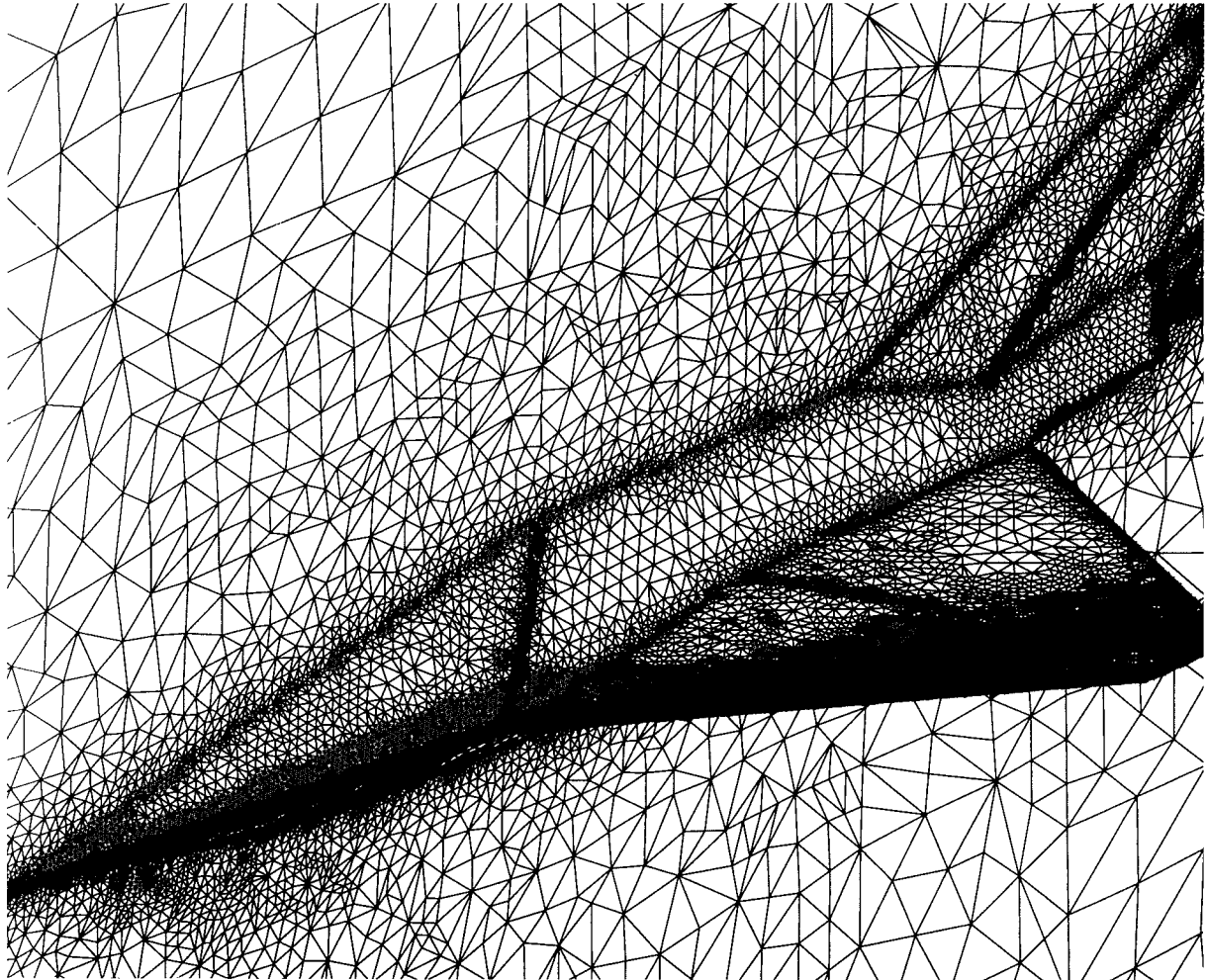


Bild 1: adaptiertes Netz für Eulerrechnungen an der F7 - Konfiguration

Literatur

Burggraf, Ehlers: Aerodynamik signaturarmer Konfigurationen, Messung und Eulerrechnung am DLR - F7, DGLR - JT 96 - 136 (1996), 755 - 764.

Brennenstuhl, Hummel: Vortex formation over double - delta wings. ICAS - Proceedings, Vol. II (1982), 1133 - 1146.

Weiteres Vorgehen

Untersuchung der Fragestellung, ob eine schlanke Konfiguration gleichzeitig hinsichtlich ihres Wellenwiderstandes und hinsichtlich ihrer Radarsignaturarmut verbessert werden kann.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Tel. : 0531/391-2971
Fax : 0531/391-5952

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. R. C. Blaschke

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Tel. : 0531/391-2975
r.blaschke@tu-bs.de
Tel. : 0531/391-2972
d.hummel@tu-bs.de

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchungen einer
Wellenreiterkonfiguration im Niedergeschwindigkeitsbereich

Übersicht:

Eine einfache Methode auftrieberzeugende Konfigurationen zu generieren, welche für den Einsatz im Hyperschallbereich vorgesehen sind, ist das Wellenreiterprinzip. Die von Nonweiler [1] erstmals vorgeschlagene Methode, aus bekannten reibungslosen Hyperschallströmungsfeldern durch geeignete Wahl von Stromflächen einfache Körper zu definieren, ist in vielen Arbeiten weiter entwickelt worden. Heutige auf dem Wellenreiterprinzip basierende Verfahren erlauben es, die Reibung beim Entwurf zu berücksichtigen und ermöglichen die Generierung von Konfigurationen mit beliebigem Grundriß und einer geeigneten Volumenverteilung. Eine Zusammenfassung bisheriger Arbeiten ist in [2] enthalten.

Am Institut für Entwurfsaerodynamik des DLR Braunschweig wurde mit Hilfe des Osculating Cones Concept [3] bei einer Designmachzahl $Ma_D = 12.0$ ein Wellenreiter mit einer für praktische Anwendungen geeigneten Kombination von Grundriß und Volumenverteilung generiert. Um Steuerflächen in Form von Hinterkantenklappen anbringen zu können, wurde die Oberseiteengeometrie entsprechend modifiziert. Von dieser anwendungsnahen Konfiguration DLR-F8 existiert ein Windkanalmodell, welches im gesamten Geschwindigkeitsbereich, vom Hyperschall bis zum Niedergeschwindigkeitsbereich in einer Kooperation zwischen DLR und TU Braunschweig experimentell und numerisch untersucht wird. Abbildung 1 zeigt die Konfiguration DLR-F8 in einer 3D Ansicht.

Am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig wird im 1.3 m Unterschallwindkanal die Strömung an dieser Konfiguration bei einer Machzahl der Anströmung $Ma_\infty = 0.1$ untersucht. Die Experimente umfassen Kraftmessungen und Druckverteilungsmessungen auf der Kontur bei symmetrischer und unsymmetrischer Anströmung. Es sind umfangreiche Anstrichbilder zur Sichtbarmachung der Schubspannungsrichtungen auf der Oberseite der Konfiguration angefertigt worden. Um weitere Erkenntnisse über das Strömungsfeld am Wellenreiter DLR-F8 zu erhalten, wurde mit Hilfe einer Fünfflochsonde das Strömungsfeld bei einem Anstellwinkel $\alpha = 12.2^\circ$ in drei Ebenen $x/l_i = \text{const.}$ vermessen. Bei höheren Anstellwinkeln wurde das Aufplatzen der Primärwirbel mit Hilfe des Laser-Lichtschnitt-Verfahrens untersucht. Experimente zur Bestimmung des Grenzschichtzustandes auf der Saugseite des Wellenreiters werden mit Hilfe der Hitzdrahttechnik durchgeführt. Darüber hinaus erfolgen begleitende numerische Untersuchungen mit dem Euler-Navier-Stokes Code FLOWer.

Die Strömung am Wellenreiter DLR-F8 bei mäßigen Anstellwinkeln α ist gekennzeichnet durch die Strömungsablösung an der scharfen Vorderkante und dem sich ausbildenden Primärwirbel auf der Saugseite der Konfiguration. Bei Anstellwinkeln $\alpha > 18^\circ$ tritt Wirbelaufplatzen auf der Saugseite auf, wodurch die aerodynamischen Beiwerte stark beeinflusst werden. Abbildung 2 zeigt den Verlauf von C_A , C_W und $C_{M_{25}}$ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α . Der Effekt des Wirbelaufplatzens ist durch die schraffierten Bereiche gekennzeichnet. Das Ergebnis einer Navier-Stokes Rechnung mit turbulenter Grenzschicht ist für $\alpha = 12.2^\circ$ mit eingetragen. Während der C_A -Wert gut mit der Messung übereinstimmt, sind im Widerstands- und Nickmomentenbeiwert deutliche Abweichungen zu den Messungen zu verzeichnen.

Abbildung 3 zeigt in 3 Ebenen $x/l_i = \text{const.}$ Linien gleichen Gesamtdruckbeiwertes C_g für den Anstellwinkel $\alpha = 12.2^\circ$. Dargestellt sind die Ergebnisse aus Windkanaluntersuchungen und der Navier-Stokes Rechnung. Während in der Ebene $x/l_i = 0.29$ die Übereinstimmung zwischen Rechnung und Experiment gut ist, treten in den Ebenen $x/l_i = 0.75$ und $x/l_i = 1.01$ gewisse Unterschiede auf.

Die Rechnung zeigt bei $x/l_i = 0.75$ einen zu schwachen Primärwirbel, und der Sekundärwirbel wird zu klein wiedergegeben. In der Ebene $x/l_i = 1.01$ ist ein Sekundärwirbel nicht mehr erkennbar. Der im Experiment durch die Strömungsablösung an der Rumpfkante entstehende Rumpfwirbel ist stark ausgeprägt. Die numerische Lösung liefert diese Strömungsablösung, doch wird der Rumpfwirbel in den beiden hinteren Ebenen relativ schwach wiedergegeben. Da der Wellenreiter ab $x/l_i = 0.95$ eine Seitenkante besitzt, bildet sich im Experiment ein Seitenkantenwirbel aus, der jedoch in der Rechnung nicht aufgelöst wird.

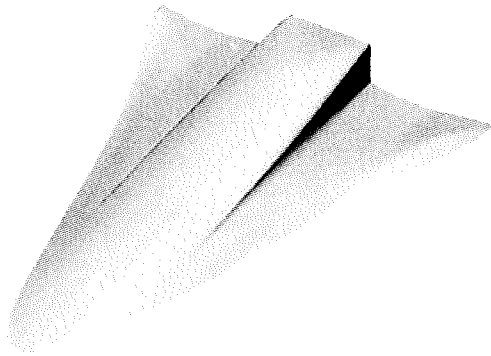


Abbildung 1: Wellenreiter DLR-F8.

Die Unterschiede zwischen Experiment und numerischer Lösung sind Folgen des verwendeten Turbulenzmodells [4],[5] und einer zu geringen Netzfeinheit im hinteren Bereich des Wellenreiters. Eine Verbesserung der Netzfeinheit vor allem im Rumpfbereich und im Bereich des Sekundärwirbels verspricht eine Verbesserung der numerischen Ergebnisse. Ebenso könnte durch eine bessere Auflösung der Seitenkante der dort entstehende Seitenkantenwirbel durch die Rechnung wiedergegeben werden. Trotz der beschriebenen Differenzen zeigt sich, daß das Navier-Stokes Verfahren in der Lage ist, den prinzipiellen Strömungsverlauf am Wellenreiter DLR-F8 wiederzugeben.

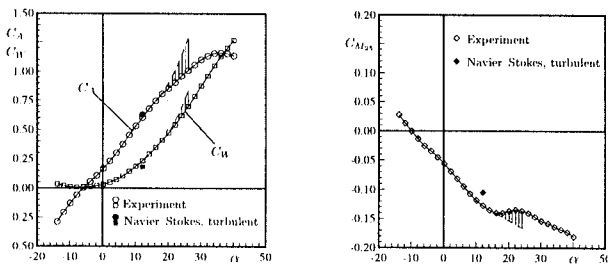


Abbildung 2: Aerodynamische Beiwerte des Wellenreiters DLR-F8 bei $Ma_\infty = 0.1$ und $Re_\infty = 1.0 \times 10^6$.

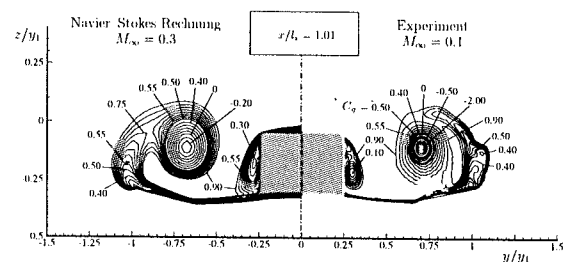
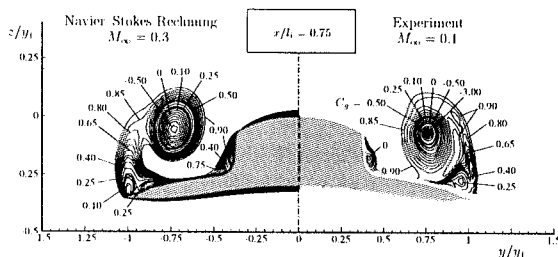
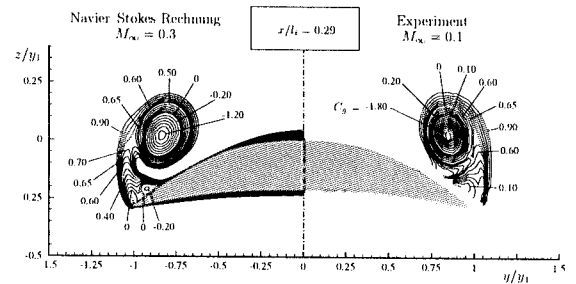


Abbildung 3: Strömungsfeld am Wellenreiter DLR-F8 bei $\alpha = 12.2^\circ$ und $Re_\infty = 1.0 \times 10^6$ in verschiedenen Ebenen $x/l_i = \text{const.}$ (Linien konstanten Gesamtdruckbeiwertes $C_g = (g - p_\infty)/q_\infty = \text{const.}$)

Literatur:

- [1] Nonweiler, T.R.F.: Aerodynamic problems of manned space vehicles. J. Roy. Aeron. Soc. 63 (1959), 521-528.
- [2] Proceedings of the 1st Internat. Hypersonic Waverider Symposium 1990, University of Maryland.
- [3] Eggers, Th., Sobieczky, H., Center, K.B.: Design of advanced waveriders with high aerodynamic efficiency. AIAA Paper 93-5141 (1993).
- [4] Baldwin, B.S., Lomax, H.: Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows. AIAA Paper 78-275 (1978).
- [5] Degani, D., Schiff, L.B.: Computation of turbulent supersonic flows around pointed bodies having crossflow separation. J. Comput. Physics 66 (1988), 173-196.

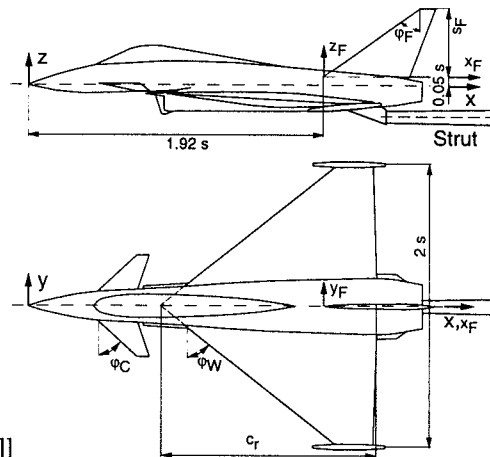
Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Flügel kleiner Streckung / Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C. Breitsamter		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16137
		Telefax	+89-289-16139
weitere Partner	—		
Thema	Ermittlung buffet-induzierter instationärer Luftkräfte am Seitenleitwerk von Hochleistungsflugzeugen auf der Basis gemessener turbulenter Strömungsfelder		
Ausgangssituation	Bei hochmanövrierfähigen Flugzeugen tritt insbesondere im hohen Anstellwinkelbereich das Problem des Seitenleitwerks-Buffeting als dominante Schüttelerscheinung in den Vordergrund. Die damit einhergehende Strukturbelastung kann zu einer Beschränkung der Flugenvelope führen. Eine Methode zur Ermittlung der Erregerkräfte, die ohne aufwendig instrumentierte Modelle auskommt und Designänderungen mitberücksichtigen kann, wäre besonders wünschenswert.		
Ziel	Auf der Basis gemessener statistischer Geschwindigkeiten werden mit Hilfe eines modifizierten Tragflächenverfahrens die am Seitenleitwerk induzierten instationären Drücke bestimmt. Die Messungen der fluktuierenden Geschwindigkeitskomponenten im Seitenleitwerksbereich können an jedem beliebigen aerodynamischen Modell vorgenommen werden.		
Lösungsweg	Aus umfangreichen Feldmessungen ist bekannt, daß bei Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln stromab des Wirbelaufplatzens quasi-periodische Geschwindigkeits- bzw. Druckfluktuationen vorherrschen [1]. Diese stellen den Erregerinput des Fin-Buffeting dar. Auch bei einem zentralen Seitenleitwerk, das sich nicht unmittelbar im Nachlauf der aufgeplatzten Vorderkantenwirbel befindet, herrschen durch Induktion frequenzspezifische Konzentrationen kinetischer Turbulenzenergie vor. Zur Quantifizierung des Erregerinputs werden die zeitabhängigen Geschwindigkeiten am Ort des Seitenleitwerks an definierten Aufpunkten mittels der Hitzdrahtanemometrie erfaßt. Aus den Geschwindigkeitsschwankungen lassen sich die Spektren des Anströmwinkels normal zur Leitwerksfläche gewinnen. Der Erregerinput stellt sich als eine Summe harmonischer Oszillationen dar. Für diskrete Frequenzwerte liegen somit die Anströmwinkelamplituden an jedem Aufpunktort vor. Mittels eines modifizierten instationären Tragflächenverfahrens kann für jede dieser diskreten Frequenzen die am Seitenleitwerk induzierte instationäre Druckverteilung und der Gesamtnormalkraftbeiwert berechnet werden. Als Ergebnis liegen schließlich die Spektren und rms-Werte der Druckbeiwerte an den Aufpunktorten sowie das Normalkraftspektrum vor.		
Ergebnis	Die betrachtete Konfiguration ist vom Delta-Canard-Typ mit zentralem Seitenleitwerk, vgl. Bild 1. Die für das Seitenleitwerk berechneten instationären Drücke werden mit den Resultaten direkter Wanddruckmessungen verglichen. Für den Fall symmetrischer Anströmung ergibt sich eine ausgezeichnete Übereinstimmung, vgl. Bild 2. Bei unsymmetrischer Anströmung ($\beta = 5^\circ$) wird jeweils der Fall maximaler		

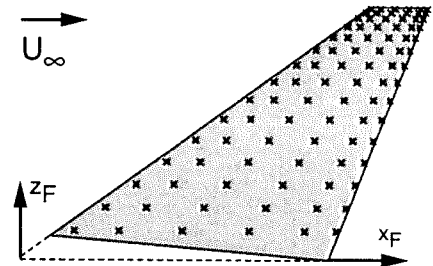
Belastung wiedergegeben [2]. Die an den Aufpunktorten berechneten Druckspektren lassen ab $\alpha = 25^\circ$ signifikante Amplitudenüberhöhungen erkennen, welche die im Strömungsfeld vorherrschenden quasi-periodischen Fluktuationen widerspiegeln. Die korrespondierenden dominierenden Frequenzen aus Rechnung und Messung stimmen ebenfalls hervorragend überein, vgl. Bild 3.

W : wing
C : canard
F : fin

φ_W	$= 50^\circ$
φ_C	$= 45^\circ$
$2s$	$= 0.740\text{ m}$
c_r	$= 0.529\text{ m}$
AR_W	$= 2.45$
λ_W	$= 0.14$



φ_F	$= 54^\circ$
s_F	$= 0.47\text{ s}$
AR_F	$= 1.38$



a) Delta-Canard Modell

b) 6×15 Meßpunkte

Bild 1: Delta-Canard Konfiguration und Aufpunktorte bzw. Orte der Geschwindigkeitsmessung am Seitenleitwerk.

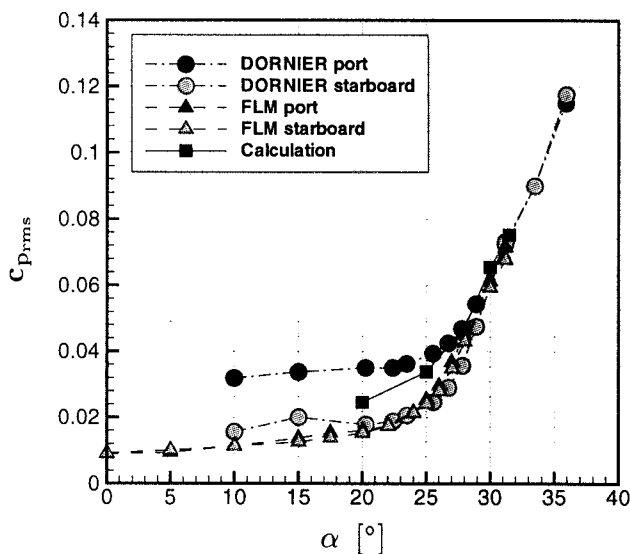


Bild 2: Vergleich der berechneten und gemessenen instationären Drücke $c_{p,rms}$ am Seitenleitwerk der Delta-Canard-Konfiguration als Funktion des Anstellwinkels.

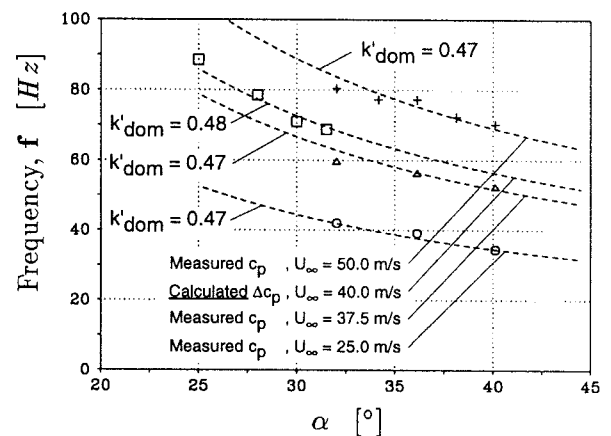


Bild 3: Dominierende reduzierte Frequenz k'_{dom} der berechneten und gemessenen Druckschwankungen als Funktion des Anstellwinkels bei Variation der Anströmgeschwindigkeit; $k' = (f c_r / U_\infty) \sin \alpha$.

Literatur

- [1] C. Breitsamter:
Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln. Dissertation, TU München, s.a. Herbert Utz Verlag Wissenschaft, 1997.
- [2] C. Breitsamter und B. Laschka:
Fin Buffet Pressure Evaluation Based On Measured Flowfield Velocities. *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 5, Sept.-Oct. 1998, pp. 806-815.

weiteres Vorgehen

Das Verfahren soll weiter verfeinert und auf andere Konfigurationen angewendet werden. Die Absicherung der Ergebnisse erfolgt durch den Vergleich mit gemessenen instationären Druckverteilungen.

Datum 10.02.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Flügel kleiner Streckung / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C. Breitsamter		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16137
		Telefax	+89-289-16139
weitere Partner	—		
Thema	Wirbeldominierte Strömungsfelder an vorwärtsgepfeilten Flugzeugkonfigurationen		
Ausgangssituation	Die gesteigerte Manöverfähigkeit moderner Hochleistungsflugzeuge bedingt u.a. hohe Dauerkurvengeschwindigkeiten innerhalb eines weiten Einsatzbereichs sowie das Erfiegen hoher Anstellwinkel, auch jenseits des Maximalauftriebs. Hierbei weist der negativ gepfeilte gegenüber dem positiv gepfeilten Tragflügel gewisse Vorteile auf. Insbesondere bleibt beim negativ gepfeilten Flügel infolge der flügelwurzelbetonten Strömungsablösung auch bei hohen Anstellwinkeln Querruderwirkung und Rolldämpfung erhalten.		
Ziel	Die Untersuchungen zielen darauf ab, die stationären sowie <u>turbulenten</u> Strömungsfelder an vorwärtsgepfeilten Konfigurationen im Detail zu erfassen. Die gewonnene Datenbasis ermöglicht die Analyse der auftretenden Wirbelsysteme sowie die Quantifizierung instationärer Lasten, welche mit dynamischen aeroelastischen Problemen, wie beispielsweise Buffeting, in Zusammenhang stehen. Die Strömungsfeldgrößen sollen ferner zur Validierung numerischer Verfahren herangezogen werden.		
Lösungsweg	Den Untersuchungen liegt eine aus Kohlefaser gefertigte generische Flugzeugkonfiguration zugrunde, vgl. Bild 1. Die wesentlichen Komponenten umfassen Tragflügel, Rumpf und Canard. Der Tragflügel weist eine Vorderkantenpfeilung von -40° , der Canard von $+49^\circ$ auf. Der Rumpf besteht aus Frontkegel, Canopy und zylindrischem Mittelteil. Um den Einfluß der einzelnen Komponenten systematisch analysieren zu können, werden die Strömungsfelder sowohl am Einzelflügel wie auch an der Flügel-Rumpf- sowie Flügel-Rumpf-Canard Konfiguration im Bereich des Tragflügels sowie im Nachlauf erfaßt, vgl. Bild 2. Die fluktuierenden Geschwindigkeitskomponenten werden auf der Basis einer hochentwickelten Hitzdrahtanemometrie ermittelt [1]. Eine geschwindigkeits- und winkelabhängige, temperaturkorrigierte Kalibrierung der Hitzdrahtsonden gewährleistet in Verbindung mit verschiedenen Verfahren der Look-up Table-Technik eine sehr genaue Berechnung der zeitabhängigen Geschwindigkeitskomponenten. Die statistische Analyse der Geschwindigkeitszeitreihen gibt Auskunft über deren Verteilungsstruktur im Amplituden-, Zeit- und Frequenzbereich. Die Messungen werden für mehrere Anstellwinkel ($\alpha = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$) und Schiebewinkel ($\beta = 0^\circ, 5^\circ$) bei einer Reynoldszahl von $Re_{l,\mu} \approx 0.46 \times 10^6$ vorgenommen. Die Untersuchungen beinhalten ferner Laserlichtschnitt- und Sechskomponentenmessungen.		
Ergebnis	Die Analysen zeigen ein heterogenes Strömungsfeld, geprägt durch die Wechselwirkung verschiedener Wirbelsysteme. Bereits bei mäßigen Anstellwinkeln bilden sich an den Vorderkanten des negativ gepfeilten Tragflügels starke Wirbel aus, welche relativ zu den Randwirbeln entgegengesetzten Drehsinn aufweisen, vgl. Bild 3. Bei		

höheren Anstellwinkeln tritt ein Sekundärwirbel hinzu. Zudem rollt sich die im Flügelinnenbereich von der Tragflügelhinterkante abgehende Wirbelschicht zu einem konzentrierten Einzelwirbel auf, vgl. Bild 4. Im Fall der Canardinterferenz wird eine deutliche Interaktion zwischen Flügel-Primär- und Canardvorderkanten- sowie -randwirbeln beobachtet. Die einzelnen Wirbelsysteme sind jeweils durch signifikante Turbulenzintensitätsverteilungen gekennzeichnet [2].

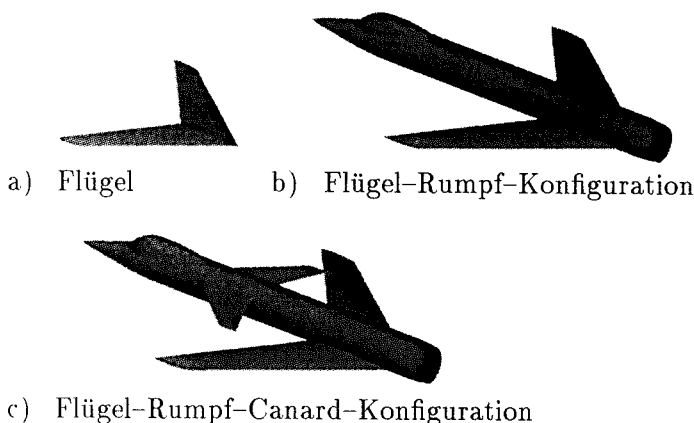


Bild 1: Konfigurationsvarianten des vorwärtsgepeilten generischen Windkanalmodells.

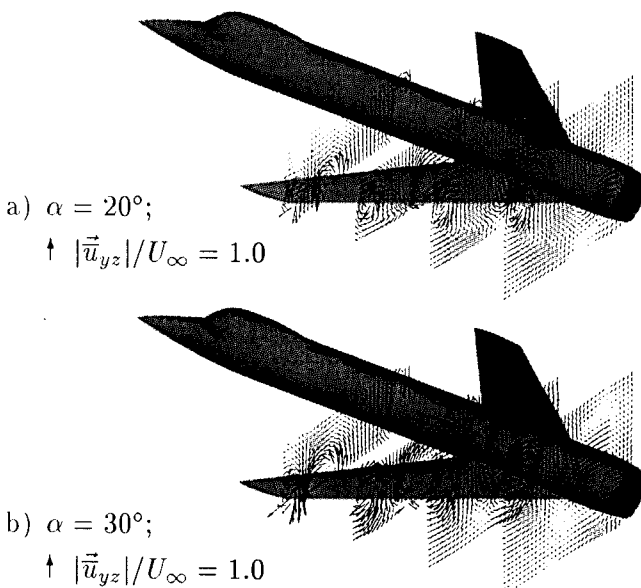


Bild 3: Querströmungsvektoren $\vec{u}_{yz}$ an der Flügel-Rumpf-Konfiguration bei $\alpha = 20^\circ, 30^\circ$ und $\beta = 0^\circ$; $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re_{l_\mu} = 0.46 \times 10^6$.

Literatur

[1] C. Breitsamter:

Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln. Dissertation, TU München, s.a. Herbert Utz Verlag Wissenschaft, 1997.

[2] C. Breitsamter und B. Laschka:

Vortical Flowfield Structure at Forward Swept Wing Configurations. ICAS-98-3.8.2, 21st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Melbourne, Victoria, Australia, 13th-18th Sept. 1998.

weiteres Vorgehen

Die Strömungsfeldmessungen werden umfassend ausgewertet sowie weitere Konfigurationsvarianten in die Untersuchungen miteinbezogen.

Datum 10.02.1999

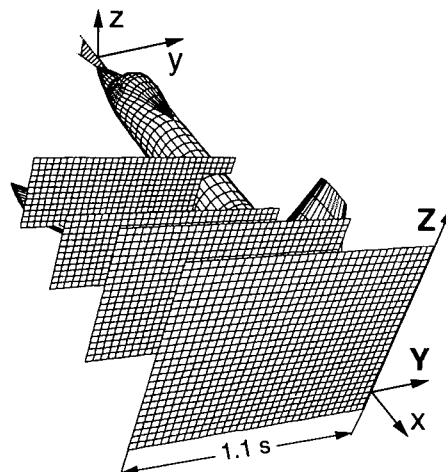


Bild 2: Anordnung, Größe und Meßpunkt-aufteilung der Meßebenen an der Flügel-Rumpf-Konfiguration bei $\alpha = 20^\circ$.

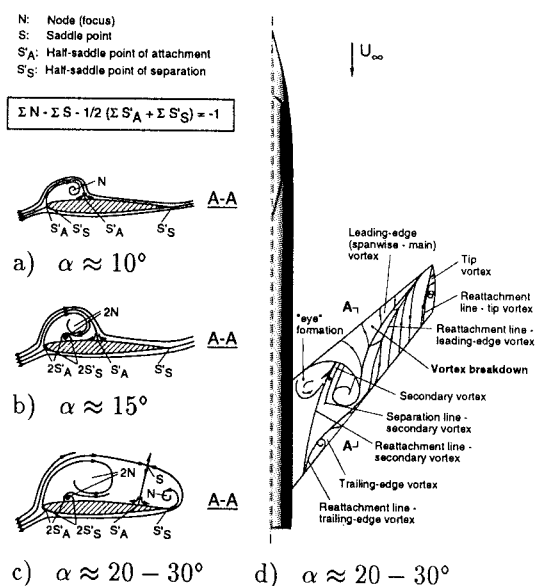


Bild 4: Schematische Darstellung der Wirbelsysteme an der Flügel-Rumpf-Konfiguration bei mäßigen und hohen Anstellwinkeln.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis :** Flügel kleiner Streckung**Ansprechpartner :** Udo Burggraf**Institution:** DLR/ Institut für Entwurfsaerodynamik**Adresse:** Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2435

Telefax: 0531/295-2320

e-mail: udo.burggraf@dlr.de

weitere Partner: DaimlerChrysler Aerospace**Thema** **Entwicklung einer Chimeratechnik für unstrukturierte Finite Volumen verfahren zur Simulation dynamisch verstellbarer Steuerflächen****Ausgangssituation:**

Im DLR – Projekt AeroSUM wird ein Softwaresystem zur Simulation eines manövrierenden Flugzeugs entwickelt. Dazu wird ein flugmechanisches Verfahren zur Simulation des dynamischen Systems Flugzeug und seiner Subsysteme Triebwerk, Aktuator und Flugregler mit einem CFD-Verfahren im Zeitbereich gekoppelt. Das Flugzeug wird als starrer Körper mit sechs Freiheitsgraden aufgefaßt. Die Kopplung basiert auf folgendem Prinzip. Das Flugmechanikmodul stellt die Zustandsgrößen des Flugzeugs und der ungestörten Anströmung bereit. Dies sind im wesentlichen Fluggeschwindigkeit, Fluglage, Steuerflächenposition und –stellraten, Dichte, Druck und Temperatur der Umgebung, sowie Massenstrom und Austrittszustand des Triebwerks. Aus diesen Randbedingungen berechnet das CFD-Modul das zugehörige momentane Strömungsfeld. Durch die Integration des Drucks und der Reibungskräfte, die auf die Flugzeugoberfläche wirken, werden die Kräfte und Momente in einem definierten Bezugspunkt bestimmt. Damit können im Flugmechanikmodul die Gesamtkräfte und –momente, die das Flugzeug erfährt bestimmt und die Eulerschen Bewegungsgleichungen des Starrkörpers gelöst werden.

Als CFD-Modul wird der DLR Tau-Code eingesetzt. Dabei handelt es sich um ein dreidimensionales Finite Volumen Verfahren zur Integration der instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen für ein bewegtes Bezugssystem. Zur Behandlung hybrider Netze, die aus Tetraeder-, Prismen-, Pyramiden- und Hexaederelementen zusammengesetzt werden können, wird ein dualer Netzansatz verwendet. Die konvektiven Flüsse werden wahlweise mit einem zentralen Schema mit künstlicher Dissipation oder mit verschiedenen upwind Schemata zweiter Ordnung bestimmt. Die Berechnung der viskosen Flüsse erfolgt mit einem zentralen Schema. Für die zeitgenaue Integration wird die dual time stepping Methode nach Jameson verwendet.

Im oben skizzierten Softwaresystem muß das CFD-Verfahren in der Lage sein, verstellbare Steuerflächen zu simulieren. Zu diesem Zweck wird eine Chimeratechnik für unstrukturierte Finite Volumen-Verfahren entwickelt und im Tau-Code integriert.

Lösungsweg:

Bei der Chimeratechnik wird das Strömungsfeld mit mehreren unabhängig voneinander generierten Netzen diskretisiert. Diese werden in Anlehnung an die strukturierte Netzgenerierung als Blöcke bezeichnet. Die Blöcke werden derart überlagert, daß sie sich an den Rändern überlappen und das gesamte Strömungsfeld lückenlos abdecken. An den überlappenden Rändern wird der Strömungszustand aus dem benachbarten Block linear interpoliert. Bei der Simulation dynamischer Vorgänge wird ein Block relativ zum Nachbarn verschoben. Diese Vorgehensweise weist eine Reihe von Vorteilen gegenüber alternativen Methoden wie beispielsweise der Netzdeformation oder Neugenerierung des Netzes auf. Dazu gehören geringer Rechenzeit- und Speicherbedarf, hohe Robustheit, gute Eignung für hybride Netze, verlässliche Netzgüte und die Erhaltung lösungsadaptierter Netzbereiche. Demgegenüber steht bei der hier eingesetzten Variante der Verlust der Konservativität des Verfahrens in den Überlappungsbereichen.

Die entwickelte Methode besteht aus den Funktionen Herstellung des Überlappungsbereichs, Suche der Interpolationsstützstellen, Bestimmung der Interpolationskoeffizienten und Interpolation des Strömungszustands. Bei der Steuerfläche ist die zulässige Überlappungstiefe teilweise sehr klein. Zur

Entlastung des Anwenders wird die Überlappung in diesen Fällen mit einem Netzgenerator erstellt, der eine Überlappung von genau einer lokalen mittleren Kantenlänge erzeugt. Dieser Prozeß muß einmalig zu Beginn der Simulation ausgeführt werden. Danach besitzt jedes Kontrollvolumen am Rand einen oder mehrere Randpunkte, die sich mit dem Nachbarblock überlappen und für die der Strömungszustand interpoliert werden kann.

Die Suche der Interpolationsstützstellen erfolgt mit einem Nearest Neighbor Suchalgorithmus. Gesucht wird für jeden Randpunkt P des Blocks A der Tetraeder des Nachbarblocks von A, der P enthält. Die Eckpunkte des Tetraeders bilden die Interpolationsstützstellen. Komplexere Elemente wie Prismen, Pyramiden und Hexaeder müssen bei der Suche in Tetraeder zerlegt werden. Durch Ausnutzung der Nachbarschaftsbeziehungen der Randpunkte im Nearest Neighbor Algorithmus ist der Rechenzeitbedarf für die Suche gering. Er beträgt in etwa 1/340 der Rechenzeit eines expliziten Zeitschritts des Tau-Codes. Die Interpolationskoeffizienten für P erhält man durch die Bestimmung der linearen Formfunktionen für den Tetraeder. Den Strömungszustand im Interpolationspunkt wird durch die Wichtung der Strömungszustände in den Interpolationsstützstellen mit den zugehörigen Koeffizienten ermittelt.

Mit dem beschriebenen Algorithmus wurden mehrere Testfälle im Unter- und Überschall bis zu einer Anströmmachzahl von 2.0 berechnet. Als instationärer Testfall wurde ein um die Nickachse oszillierendes NACA 64A010 Profil in transsonischer Anströmung ausgewählt, siehe Bild 1. In diesem Fall wurde das Nahfeld des Profils als ein Block definiert, der sich relativ zu einem inertialen Fernfeldnetz bewegt. In allen Testfällen konnte eine gute Übereinstimmung der numerischen Ergebnisse mit den theoretischen und experimentellen Vergleichsdaten festgestellt werden. Um die beschriebene Methode auf dynamisch verstellbare Steuerfläche anzuwenden wird zur Zeit ein Ausblendealgorithmus entwickelt, der die Netzbereiche der Steuerfläche identifiziert und ausblendet, die den Festkörpertrand der Flügel durchdringen.

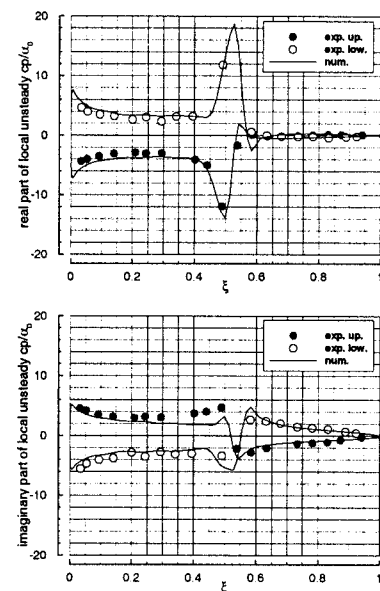
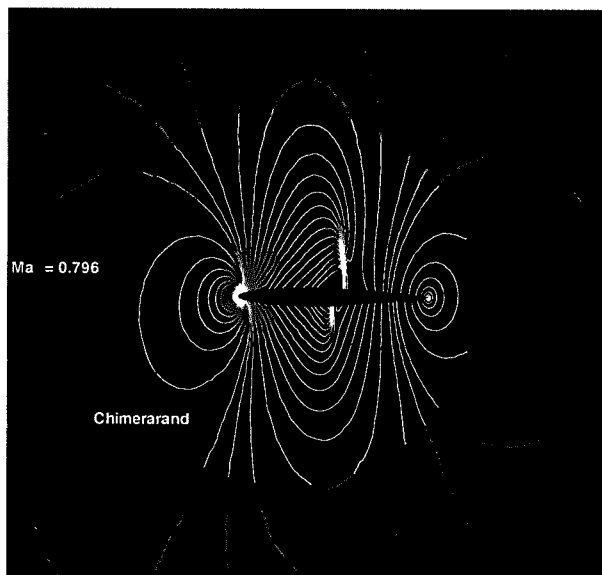


Bild 1: Druckverteilung eines oszillierenden NACA 64A010 Profils (AGARD Report No 702 , CT6)

Literatur:

- [1] Benek J.A., Buning P.G., Steger J.L.: „A 3-D Chimera Grid Embedding Technique“, AIAA 85-1523, 1985
- [2] Gerold T., Galle M., Friedrich O., Evans J.: „Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR TAU-Code“, AIAA-97-0167, 1997
- [3] Burggraf U., Kuntz M., Schöning B.: Implementation of The Chimera Method in The Unstructured DLR Finite Volume Code Tau, to be published in Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 70, ed. W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R.Hilbig, 1999
- [4] Löhner R.: „Robust, Vectorized Search Algorithms for Interpolation on Unstructured Grids“, Journal of Computational Physics 118, 380-387, 1995

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner

P. Hakenesch

Institution

DaimlerChrysler Aerospace

Adresse

Daimler Chrysler Aerospace

MT631

81663 München

Tel.: 089-607-22291

Fax: 089-607-29766

e-mail: peter.hakenesch@m.dasa.de

Weitere Partner

Thema

Steuerungsmöglichkeiten mit Hilfe von Rumpfnasenstrakes

Ausgangssituation

Bei Flügeln mit großer Vorderkantenpfeilung treten im hohen Anstellwinkelbereich beim Schieben bzw. beim Rollen Instabilitäten im Schieberollmoment und bei der Rolldämpfung auf, die durch einseitiges Wirbelaufplatzen hervorgerufen werden.

Ziel

Es soll ein Steuerungskonzept erarbeitet werden, das diese Instabilitäten automatisch beheben bzw. verringern kann.

Lösungsweg

Durch gezielte Beeinflussung der das Auftriebsverhalten dominierenden Wirbelsysteme sollen die erforderlichen Steuerungskräfte und Dämpfungsmomente erzeugt werden. Hierzu wird die Wirkung von symmetrischen und asymmetrischen Rumpfnasenstrakes an einem Modell der X31 experimentell untersucht.

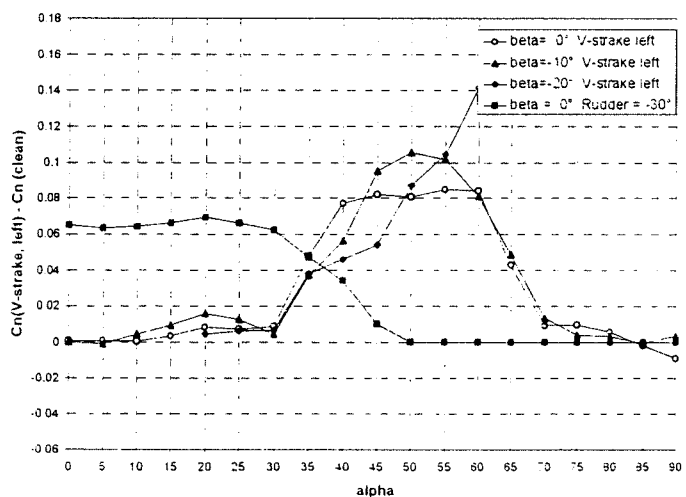
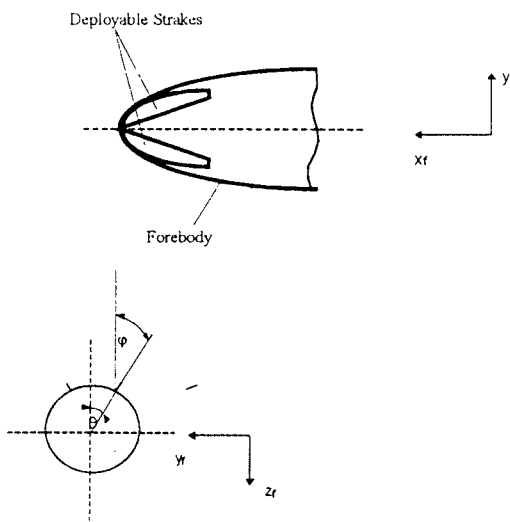


Abb. 1: Geometrie der Rumpfnasenstrakes

Abb. 2: Wirkung eines asymmetrisch ausgefahrenen Strakes

Weiteres Vorgehen

Optimierung der radialen Strakeposition in Abhängigkeit von den jeweiligen Strömungsparametern

Literatur

Plaetschke E., Weiss S., Rohlf D.: Comparison of Parameter Identification Results from Pilot and Flutter Test Box Input Maneuvers; DLR Braunschweig, Institut für Flugmechanik, IB 111-95/15 (1995)

Malcolm G.N.: Forebody Vortex Control AGARD-R-776: Special Course on Aircraft Dynamics at High Angles of Attack: Experiments and Modelling pp. 6-1 bis 6-40, 3/1991

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Dr. U. Herrmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2835

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Vergleich zweier Turbulenzmodelle für wirbelbehaftete
Überschallströmungen an einem Arrow Wing

Ausgangssituation:

Für den HSFF-2 Database Workshop [First Europe-US **H**igh **S**peed **F**low **F**ield Database Workshop - Part 2] wird der Testcase T6-97: Supersonic Delta Wing bearbeitet [1]. Aufgabe ist, für einen 70° gepfeilten, scharfkantigen Pfeilflügel die turbulente Überschallumströmung [$M=2$; $\alpha=4^\circ$; 8°] zu bestimmen. Messungen [2] liegen von 1962 vor. Die wirbelbehaftete Strömung ist mit dem DLR Navier-Stokes Verfahren [3] sowohl mit dem einfachen algebraischen Baldwin-Lomax Turbulenz Modell mit der Degani-Schiff Erweiterung (BL-DS) als auch mit dem $k-\omega$ zwei Gleichungsturbulenzmodell berechnet.

Ziel:

Ziel ist, die Eignung unterschiedlich komplexer Turbulenzmodelle zur Vorhersage der wirbelbehafteten Strömung um schlanke Flügel im Überschall festzustellen.

Lösungsweg:

Zwischen den im Rahmen des HSFF-2 Workshop berechneten Lösungen und den experimentellen Ergebnissen sind Unterschiede sowohl in den Gesamtbeiwerten als auch in den lokalen Druckverteilungen festgestellt worden. Dabei wachsen die lokalen Druckverteilungsunterschiede vom Flügelmittelschnitt zur Flügelspitze an. Nach Untersuchungen zur räumlichen Diskretisierung an der Flügelspitze, kleinen Variationen des Anstellwinkels in der Rechnung sowie einer Untersuchung zur Aeroelastic des Flügelmodells im Versuch wurde zusätzlich der Einfluß zweier Turbulenzmodelle auf die Vorhersagegenauigkeit untersucht.

Ergebnis:

Die Strömungstopologie ist anhand der Oberflächenstromlinien für beide Anstellwinkel in **Bild 1** gezeigt. Starke, mit dem Anstellwinkel anwachsende Querströmungseinflüsse machen die Berücksichtigung des Nachlaufes in der Rechnung notwendig. Das verwendete Netz hat eine Auflösung von $84 \times 60 \times 128$ Zellen in Längs- Normal- und Umfangsrichtung. Die Grenzschicht ist mit 28 Zellen aufgelöst. Für den geringeren Anstellwinkel sagen beide Turbulenzmodelle ähnliche Topologie voraus. Allerdings berechnet das aufwendigere $k-\omega$ Modell nahe der Flügelspitze einen sekundären Wirbel. Für den höheren Anstellwinkel sagt das $k-\omega$ Modell weiterhin nur einen Wirbel voraus. Der Vergleich der numerisch bestimmten Druckverteilungen mit den Messungen ergibt sehr gute Übereinstimmung für fast den ganzen Flügel, siehe linke Hälfte von **Bild 2**. Bei 30% der Spannweite wird die Druckverteilung für $\alpha=4^\circ$ von beiden Turbulenzmodellen in sehr guter Übereinstimmung vorhergesagt. Einzig im Schnitt bei 90% der Spannweite, liegen deutliche Abweichungen auf der Leeseite des Flügels vor.

Das zwei Gleichungsturbulenzmodell errechnet eine Druckverteilung in besserer Übereinstimmung mit dem Experiment als das algebraische Turbulenzmodell. Allerdings wirken sich die errechneten lokalen Druckverteilungsunterschiede zwischen den Turbulenzmodellen kaum auf die Gesamtbeiwerte aus. Ferner sind die Druckverteilungsunterschiede in derselben Größenordnung wie der Einfluß der vermuteten Aeroelastizität des Flügels [4].

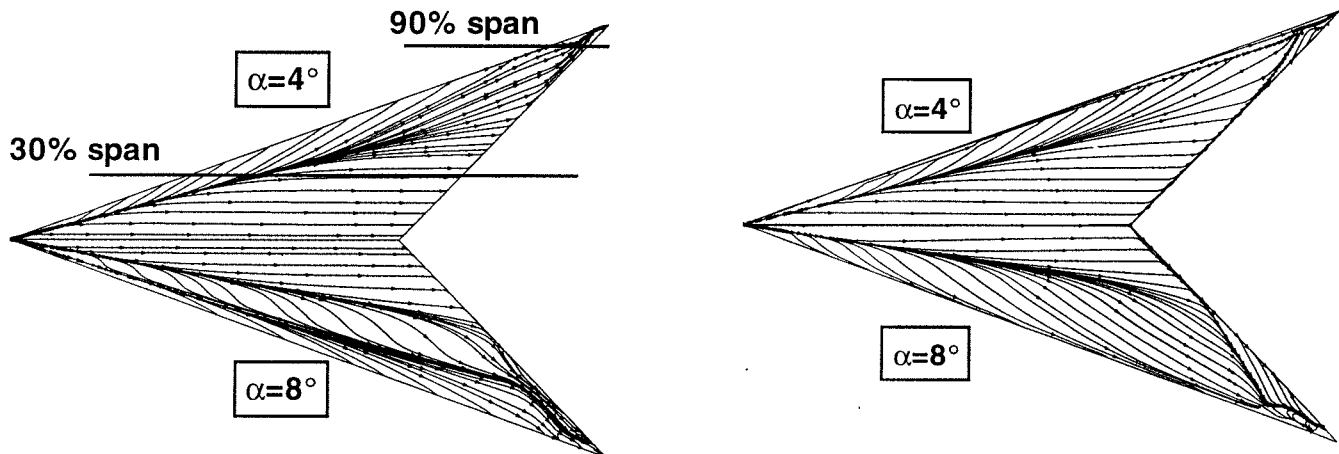


Bild 1 Oberflächenstromlinien für zwei Turbulenzmodelle (BL-DS links; k- ω rechts) auf der Leeseite des Pfeilflügels bei $M=2.$; $Re=13.32 \cdot 10^6$ [1/m].

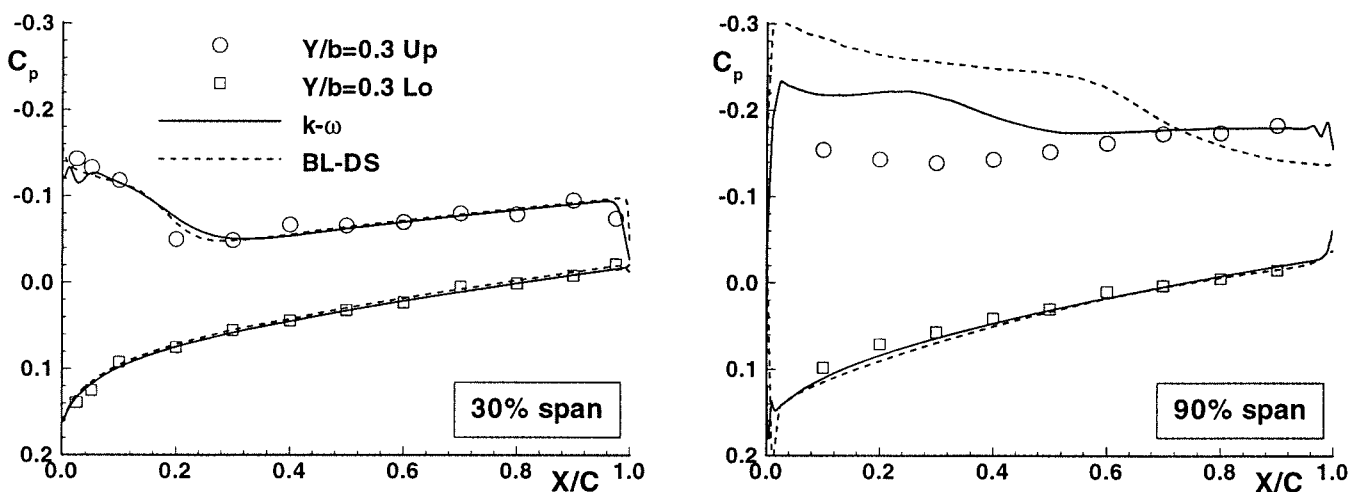


Bild 2 Vergleich der berechneten und der exp. [2] Druckverteilung im Schnitt 30% (links) und 90% (rechts) der Spannweite.

Literatur:

- [1] <http://hhsfd.math.uh.edu/cgi-bin/herl>
- [2] Carlson, H.W.; Pressure Distribution on at Mach Number 2.05 on a Series of Highly Swept Arrow Wings Employing Various Degrees of Twist and Camber; NASA TN D-1264; 1962.
- [3] Herrmann, U.; Code Validation for SCT Applications; AIAA 99-903, 1999.
- [4] Herrmann, U.; Validierung des DLR Navier-Stokes Verfahrens für wirbelbehaftete Überschallströmungen; AG STAB Jahresbericht 1997.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Tel. : 0531/391-2971
Fax : 0531/391-5952

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. J. Müller

Tel. : 0531/391-2982
joerg.mueller@tu-bs.de

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Tel. : 0531/391-2972
d.hummel@tu-bs.de

Thema: Zeitgenaue numerische Untersuchung des Wirbelaufplatzens
an einem Deltaflügel mit Hilfe eines Euler-Verfahrens

Übersicht:

Die aufgeplatzte Wirbelströmung über dem VFE-Deltaflügel mit 65° Vorderkantenpfeilung ist schon seit längerer Zeit experimentell und numerisch untersucht worden. Als letzte Arbeiten dazu siehe D. Hummel, T. Löser [1], J.M.A. Longo [2] und D. Strohmeyer et al. [3]. Die bisher verwendeten *nicht*-zeitgenauen Verfahren, welche die „Local-Time-Stepping“-Methode benutzen, konnten den Aufplatzvorgang allerdings nur in einem kleinen Anstellwinkelbereich und mit Hilfe speziell angepaßter Netze qualitativ gut wiedergeben. Aussagen über die zeitlichen Abläufe (z.B. über die Kreisfrequenz des instationären Aufplatzvorgangs) waren zudem überhaupt nicht möglich.

Aus diesem Grund wurden mit Hilfe des Programms *FLOWer114* am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig zeitgenaue Euler-Rechnungen am VFE-Deltaflügel bei einer Anströmmachzahl von $Ma_\infty = 0.2$ durchgeführt. Die Rechnungen erfolgten auf einer O-O-Netztopologie mit $80 \times 84 \times 136 = 913\,920$ Zellen. Als Zeitdiskretisierungsverfahren wurden sowohl eine „Dual-Time-Stepping“- als auch eine modifizierte „Global-Time-Stepping“-Methode verwendet. Zusätzlich wurde der Einfluß der numerischen Dämpfung (Netzfeinheit und künstlich zugeführte numerische Dissipation) sowie der dimensionslosen Zeitschrittgröße $\Delta t^* = \Delta t \cdot U_\infty / l_i$ auf das Ergebnis bezüglich Lage und Art des instationären Aufplatzvorgangs untersucht.

Der Einfluß der numerischen Dissipation auf die Simulation des Wirbelaufplatzens ist erheblich. Sie bestimmt schon beim gesunden Wirbel dessen Lage und Ausdehnung im Raum und beeinflusst bei aufgeplatzter Wirbelströmung maßgeblich die Position und die Form des Aufplatzens. Demgegenüber stellte sich bei der Zeitdiskretisierung heraus, daß ab einem bestimmten Schwellenwert $\Delta t^* < \Delta t_{min}^*$ die Ergebnisse nur noch unwesentlich von der Zeitschrittgröße abhängen. Auch lieferten ab einer genügend feinen Zeitauflösung die beiden untersuchten Zeitdiskretisierungsverfahren („Dual-Time-Stepping“ und „Global-Time-Stepping“) identische Ergebnisse.

Im Gegensatz zu den *nicht*-zeitgenauen Verfahren erlauben die zeitgenauen Rechnungen nun eine sehr detaillierte Analyse des Aufplatzprozesses bis hin zu sehr hohen Anstellwinkeln ($\alpha < 43^\circ$):

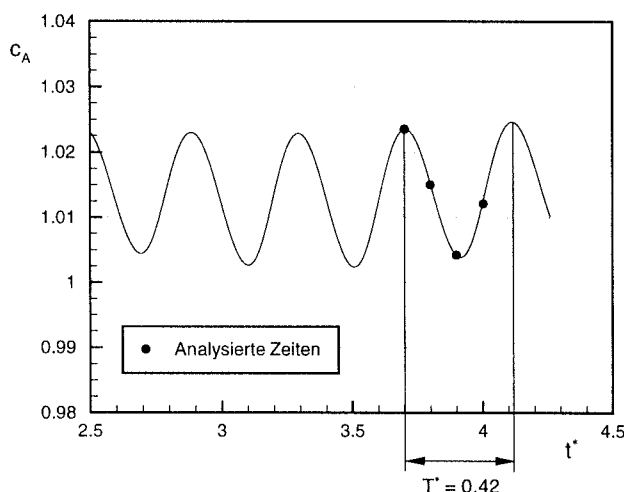


Abbildung 1:

k_A -Verlauf für $\alpha = 20^\circ$ über der dimensionslosen Zeit $t^* = t \cdot U_\infty / l_i$

Abbildung 1 zeigt den k_A -Verlauf über der dimensionslosen Zeit $t^* = t \cdot U_\infty / l_i$ für einen Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$. Es wurde ein künstlicher numerischer Dissipationskoeffizient von $k^{(4)} = 1/40$ sowie eine dimensionslose Zeitschrittgröße von $\Delta t^* = 0.0012$ („Global-Time-Stepping“) gewählt. Der k_A -Wert vollzieht eine periodische Schwingung mit einer reduzierten Kreisfrequenz von $\omega^* = 2\pi / T^* = 14.96$. Ein analoges Verhalten zeigen auch die dimensionslosen Widerstands- und Nickmomentenbeiwerte c_W und c_M .

Eine genaue Strömungsanalyse zeigt, daß diese hochfrequenten Schwingungen in den Kraft- und Momentenverläufen durch den im hinteren Flügelteil aufgeplatzten Wirbel hervorgerufen werden.

In Abbildung 2 ist die Wirbelachse zu den in Abbildung 1 schwarz markierten Zeitpunkten im Vergleich zu einer zeitlich gemittelten Wirbelachse wiedergegeben. Die Achsverläufe stellen dabei die Verbindungslinien der Gesamtdruckminima im Strömungsfeld dar. Zu jedem Zeitpunkt t^* bildet die Wirbelachse eine räumliche Spirale, deren Windungssinn der Drehrichtung des Wirbels entgegengesetzt ist. Diese Spirale rotiert mit der Zeit in Drehrichtung des Wirbels. Die reduzierte Kreisfrequenz ω^* dieser Drehbewegung entspricht dabei exakt der Kreisfrequenz der periodischen Schwingungen in den Kraft- und Momentenverläufen.

In einem Schnitt $x/l_i = 1.0$ an der Hinterkante (Abbildung 3) erkennt man, daß die größten Gesamtdruckverluste (bis 6.5 %) in einem breiten Gebiet rund um die mittlere Wirbelachse zu finden sind, während die größten Schwankungen im Gesamtdruck ringförmig angeordnet sind. Dieser Ring entspricht dabei der kreisförmigen Umlaufbahn, welche die aktuelle Wirbelachse in diesem Schnitt mit der Zeit durchläuft.

Nach weiterer eingehender Analyse der Euler-Ergebnisse sind in Zukunft zeitgenaue Navier-Stokes-Rechnungen am VFE-Deltaflügel geplant, mit dem Ziel, die bisher empirisch eingebrachte numerische Dissipation durch die physikalisch begründete viskose Dissipation zu ersetzen. Zusätzlich soll der Einfluß der reibungsbedingten Sekundärablösung auf das Aufplatzen des Primärwirbels untersucht werden.

Lage der Wirbelachsen:
 zu verschiedenen Zeitpunkten t^*
 — im zeitlichen Mittel

$t^* = 3.7$

$t^* = 3.8$

$t^* = 3.9$

$t^* = 4.0$

Abbildung 2:

Räumlicher und zeitlicher Verlauf der Wirbelachse bei $\alpha = 20^\circ$
 (Verbindungslien der Gesamtdruckminima)

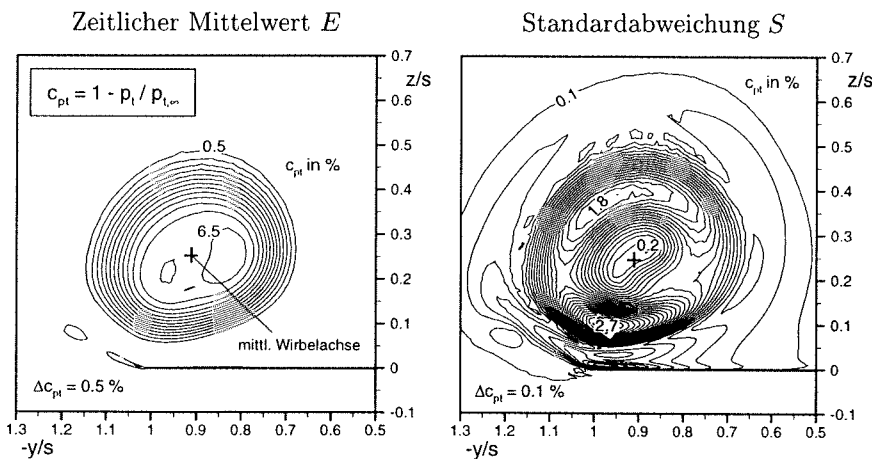


Abbildung 3: Gesamtdruckverluste $c_{pt} = 1 - p_t / p_{t,\infty}$ (Zeitl. Mittelwert und Standardabweichung) im Schnitt $x/l_i = 1.0$ an der Hinterkante bei $\alpha = 20^\circ$

Zeitlicher Mittelwert:

$$E(c_{pt}) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (c_{pt})_i$$

Standardabweichung:

$$S(c_{pt}) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [(c_{pt})_i - E(c_{pt})]^2}$$

Literatur:

- [1] D. Hummel, T. Löser: Low speed wind tunnel experiments on a delta wing oscillating in pitch. 21st ICAS Congress 1998, Melbourne, Paper 3.9.3 (1998).
- [2] J.M.A. Longo: Numerische Analyse der Strömungsfelder von Deltaflügelkonfigurationen ohne und mit Canard. Dissertation TU Braunschweig 1993, ZLR-Forschungsbericht 93-09 (1993).
- [3] D. Strohmeyer, M. Orlowski, J.M.A. Longo, D. Hummel, A. Bergmann: An analysis of vortex breakdown predicted by the Euler equations. 20th ICAS Congress 1996, Sorrento, Vol. 1, pp. 1189-1200 (1996).

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner M. Orlowski

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Aerodynamische Optimierung von Überschallkonfigurationen

Ausgangssituation

Verfahren für den Entwurf bzw. die Optimierung von Überschallkonfigurationen basierten bisher lediglich auf linearer Theorie und konnten somit nichtlineare Phänomene nicht erfassen. Dementsprechend stellten die Ergebnisse dieser Verfahren beim Auftreten solcher Phänomene nur eine Näherung der wirklichen Optima dar.

Ziel

Um eine Verbesserung der Näherung wirklicher Optima zu erreichen, sollen im Institut für Entwurfsaerodynamik Verfahren für den Entwurf bzw. die Optimierung basierend auf nichtlinearer Theorie, d.h. der Lösung der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen, auch für Überschallkonfigurationen entwickelt und praktische Erfahrungen in Bezug auf ihre Anwendung gesammelt werden.

Vorgehensweise

Lösungen der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen erfordern einen deutlich erhöhten Rechenzeitaufwand. Dementsprechend sollte zum einen der verwendete mathematische Algorithmus zur Verbesserung einer Gütefunktion mit einem Minimum an Berechnungen dieser Funktion auskommen, zum anderen das Verfahren zur Beschreibung der Konfiguration bzw. deren notwendige Änderungen nur ein Minimum an Parametern benötigen. Verschiedene Algorithmen zur Optimierung wurden daher implementiert und hinsichtlich ihrer Effizienz getestet, desweiteren ein Verfahren zur Geometriegenerierung speziell für die Erfordernisse der Optimierung erstellt [1]. Der vielversprechendste Algorithmus [2] und das Verfahren zur Geometriegenerierung wurden dann mit den am Institut zur Verfügung stehenden Verfahren zur Netzgenerierung, MegaCads [3], und zur Strömungsfeldberechnung, FLOWer [4], gekoppelt und angewendet [5].

Ergebnis

Die prinzipielle Funktionsfähigkeit des beschriebenen Programmsystems wurden anhand analytischer Beschreibungen von Körpern und Flügeln mit minimalem Wellenwiderstand überprüft. Praktische Erfahrungen in Bezug auf die Anwendung des Systems wurden anhand aktueller Problemstellungen gewonnen. **Abbildung 1** zeigt die Änderung des Tragflügels eines Überschallverkehrsflugzeuges im Verlauf einer Optimierung bei Anströmgeschwindigkeit $Ma_\infty = 2$. Der Flügel wurde dabei mit insgesamt 31 Parametern beschrieben. Seine Grundfläche und sein Volumen wurden konstant gehalten, ebenso die relativen Profildicken und der Auftriebsbeiwert. **Abbildung 2** stellt den Widerstand des

Tragflügels in Abhängigkeit von der Anzahl der Nachrechnungen, d.h. der Anzahl der Berechnungen der Gütefunktion, dar. Der Flügel am Ende der Optimierung hat eine Gleitzahl von etwa 15 basierend auf Lösung der Euler Gleichungen.

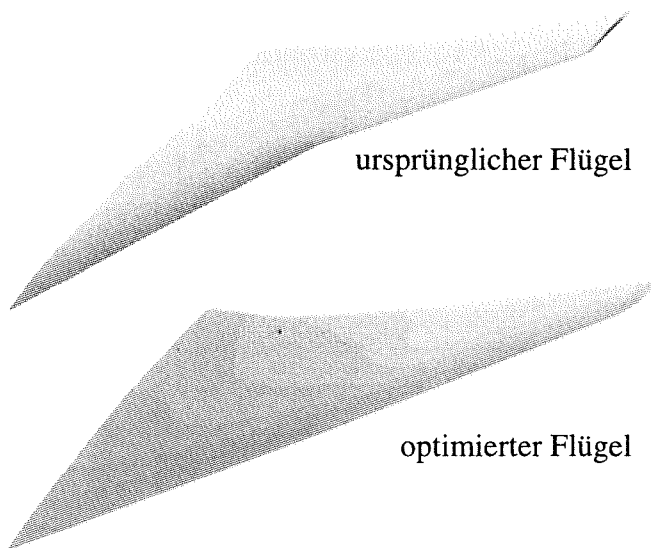


Abb. 1: Änderung des Tragflügels eines Überschallverkehrsflugzeuges in Verlauf einer Optimierung bei Anströmgeschwindigkeit $Ma_\infty=2$.

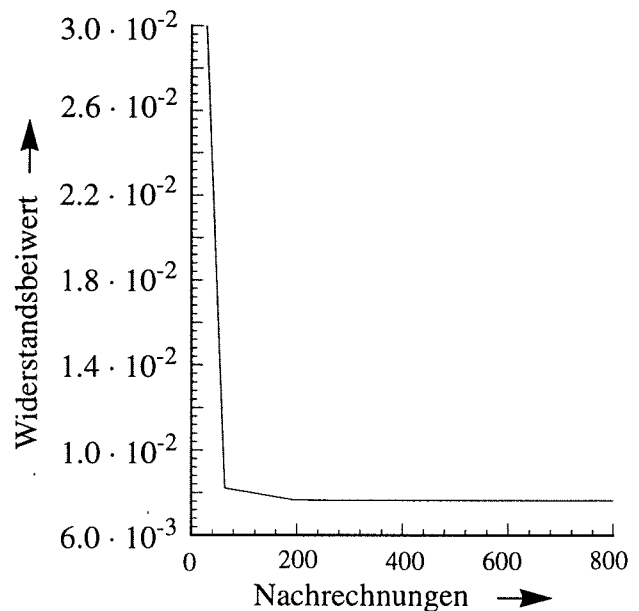


Abb. 2: Widerstandsbeiwert des Tragflügels, basierend auf Lösung der Euler Gleichungen, im Verlauf der Optimierung.

Literatur

- [1] Bartelheimer, W.; Orlowski, M.; Wild, J. Untersuchungen zur aerodynamischen Optimierung von Profilen. 10. DGLR-Fach-Symposium; 1996 November 11-13; Braunschweig, F.R. Germany.
- [2] Jakob, H.G. Rechnergestützte Optimierung statischer und dynamischer Systeme. In: Fachberichte Messen Steuern Regel 6. Berlin: Springer Verlag; 1982.
- [3] Brodersen, O. et al. The Parametric Grid Generation System MegaCads. In: Sonj, B.K. et al, eds. Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation 1. Mississippi: NFS; 1996.
- [4] Kroll, N.; Radespiel, R.; Rossow, C.-C. Accurate and Efficient Flow Solver for 3D Applications on Structured Meshes. Von Karman Institute of Fluid Dynamics. Lecture Series 1994.
- [5] Orlowski, M.; Herrmann, U. Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Configurations. 20th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences; 1996 September 8-13; Sorrento, Italy. ICAS Paper 94-4.4.3.

weiteres Vorgehen

Möglichkeiten zur Verringerung des Rechenzeitaufwandes des Programmsystems durch Parallelisierung sollen untersucht werden. Außerdem sollen weitere praktische Erfahrungen in Bezug auf die Anwendung des Systems gesammelt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung / Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner: Markus Rütten

Institution: DLR – Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10, D – 37073 Göttingen

Weitere Partner: Viktor Bader (DLR), Dr. John, DASA (Ottobrunn)

Thema:

Wirbelplatzen beim Hochanstellwinkelflug

Numerische Simulation des Wirbelplatzens über Deltaflügel bei verschiedenen Anströmwinkeln und Untersuchung der aktiven Beeinflussungsmöglichkeiten

Ausgangssituation:

Bei einem Deltaflügel führt schon ein mittlerer Anstellwinkel bei einer entsprechenden Anströmung zu einer Ablösung der Strömung entlang der gesamten Vorderkante. Die Scherschicht rollt sich auf der Saugseite des Flügels zu einem Wirbelpaar auf. Diese beiden Vorderkantenwirbel beeinflussen die Strömung auf der Saugseite maßgeblich. Durch die hohen Umfangs- und Axialgeschwindigkeiten erzeugen sie unterhalb ihrer Wirbelachse auf der Flügeloberfläche eine Druckabsenkung, Auftrieb und Widerstand werden nichtlinear verstärkt. Durch das vom Wirbel veränderte Druckfeld können weitere Ablösungen auftreten und weitere Sekundärwirbel entstehen. Bis zu mäßigen Anstellwinkeln bleibt die Strömung symmetrisch und vorhersagbar, überschreitet jedoch der Anstellwinkel einen kritischen Wert, so verstärken sich nicht nur die Wirbel, sondern es tritt das sogenannte Wirbelplatzen auf. Urplötzlich weitet sich der Wirbelkern auf und die Geschwindigkeiten der Strömung nehmen deutlich ab. Der Druck im Strömungsfeld nimmt damit stark zu. Es kommt zu einem veränderten Auftriebsverhalten, infolgedessen zu einem Nickmoment. Da das Phänomen zumeist auch unsymmetrisch auftritt, entstehen starke Rollmomente, wodurch das Flugverhalten stark destabilisiert wird und die Manövrierfähigkeit eines Flugzeuges mit Deltaflügelkonfiguration deutlich nachteilig beeinflusst wird.

Ziele:

Zur Sicherstellung eines stabilen Flugverhalten auch bei hohen Anstellwinkeln sind Erkenntnisse über die Vorhersagbarkeit und die Struktur des Wirbelplatzens unbedingt erforderlich, die dann erst eine aktive Beeinflussung und Steuerung des Wirbelplatzens erlauben. Die räumlich und zeitlich aufgelöste Struktur des Wirbelplatzens ermöglicht das Verifizieren und Entwickeln verschiedener phys. Modellvorstellungen, um die entscheidenden Parameter einzugrenzen und zur aktiven Steuerung zu nutzen.

Lösungsweg:

Die Wirbelstruktur über einem vereinfachten Modell eines Deltaflügels wird mit Hilfe einer numerischen Simulation untersucht. Zur Anwendung kommt das vor Ort entwickelte DLR Strömungssimulationsprogramm TAU-Code, das die Untersuchung reibungsbehafteter Strömungen zeitgenau und räumlich mit einer Genauigkeit 2. Ordnung erlaubt.

Ohne jedoch auf Modelle in der Turbulenzsimulation zurückgreifen zu müssen, wird zur genaueren Untersuchung ein vorhandener DNS-Code (FLOWSI von C. Wagner) auf die Anwendung dreidimensionaler Probleme allgemeiner Geometrie erweitert. Dies ermöglicht Einblicke in die Struktur des Wirbelplatzens zunächst an einfachen Konfigurationen, hier der Ellipsoid, später an komplexeren wie zum Beispiel dem Deltaflügel.

Zunächst stehen dabei die Wirbelumströmungen bei stationärer Anströmung im Mittelpunkt der Betrachtungen. Für verschiedene zeitunabhängige Anstellwinkel wird die Wirbelstruktur mit quasistationären Rechnungen erfaßt. Der Einfluß der verwendeten Geometrie und des Rechenetzes auf Lage und Gestalt des Wirbels wird dokumentiert, ebenso den der verschiedenen Turbulenzmodelle. Nach einhergehenden Untersuchungen zur richtigen Wahl der mindestens erforderlichen Zeitschritte zur Auflösung aller vorhandenen instationären Effekte des Wirbels bzw. Wirbelplatzens wird ein Vergleich mit instationären Rechnungen angestellt, um festzustellen, wann noch stationär und wann instationär gerechnet werden kann bzw. muß, um so möglicherweise Rechenzeit zu sparen. Ferner wird bei Variation des Anstellwinkels, d.h. langsame Erhöhung des Winkels, die Struktur des Wirbelplatzens räumlich und zeitlich genau aufgelöst, ebenso werden im Experiment durchgeführte aktive Beeinflussungsmaßnahmen nachgerechnet und verglichen, so daß die entsprechenden Datensätze einen Rückschluß auf die entscheidenden Parameter des Platzvorganges erlauben. In späteren Rechnungen wird gezielt auf diese Parameter eingewirkt, um die Modellbildung weiter voranzubringen.

Vorläufige Ergebnisse:

Es sind an einem vom Experiment geometrisch vorgegebenem Deltaflügelmodell bei verschiedenen Anstellwinkeln quasistationäre Rechnungen durchgeführt worden. Das Herausbilden des Wirbels konnte gut aufgelöst werden. Bei 20 Grad Anströmwinkel trat Wirbelplatzen erstmalig im Bereich der Wake-Strömung knapp hinter der Hinterkante auf, bei 25 Grad hat sich der Aufplatzzpunkt stromauf fast bei halber Flügellänge über die Saugseite verlagert. Probleme traten weiterhin bei der Adaption des Netzes auf: Der Übergang der mit Prismen generierten Grenzschicht zur Tetraederschicht der Außenströmung folgt nicht wie gewünscht der Netzverfeinerung, so daß immer kleiner werdende Tetraederelemente neben den gleichgroß gebliebenen Prismen zu einer Verzerrung der Lösung führen. Außerdem konnte das maximale y^+ nicht unter 12 herabgesetzt werden, da die Prismenschicht an sich schon zu inkonsistent ist. Aufgründdessen muß auf ein anderes Netzgenerierungstool (FASTFLO) zurückgegriffen werden. Die Visualisierung des Wirbels konnte soweit verbessert werden, daß jetzt drei Wirbelidentifikationsmodelle zur Verfügung stehen.

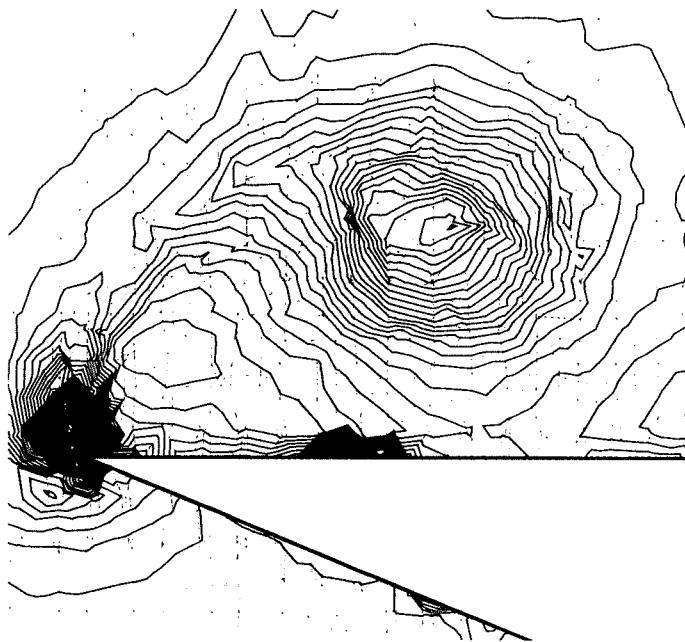


Abb. 1: Schnitt durch den Wirbel über einem Deltaflügel bei 18 Grad Anstellwinkel, Wirbelidentifikation anhand von λ_2 -Isolinien

Weiteres Vorgehen:

Zunächst werden neue Netze mit FASTFLO generiert, anschließend mit Hilfe der Adaption das y^+ angepaßt, die anschließenden quasistationären Rechnungen werden dann mit den vom Experiment verfügbaren Ergebnissen verglichen. Der Einfluß der Turbulenzmodelle wird untersucht. Im Anschluß wird eine entsprechend auskonvergierte Lösung, bei der das Wirbelplatzen gerade noch nicht auftritt, als Startlösung für eine Reihe von instationären Rechnungen zur Frequenzanalyse des Wirbels herangezogen, so daß der mindest erforderliche Zeitschritt zur Auflösung aller instationären Effekte bestimmt ist. Darauf schließt sich die zeitliche Variation der Anströmwinkel an. Die Entwicklung des DNS-Codes wird weiter vorangetrieben.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Gerald Seidler

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2470.

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner DLR-FF-FM, DLR-FF-DR, INTEC, DaimlerChrysler Aerospace

Thema **Programmsteuerung für die multidisziplinäre Simulation des manövrierenden Flugzeugs**

Im Projekt AeroSUM soll ein geeignetes Simulationswerkzeug entwickelt werden, mit dem das dynamische Verhalten eines Flugzeuges bereits in der Definitionsphase analysiert und beurteilt werden kann. Zu diesem Zweck wird ein Softwarepaket erstellt, in dem ein aerodynamisches Berechnungsverfahren auf Basis der instationären Navier-Stokes-Gleichungen mit einem flugmechanischen Berechnungsverfahren derart gekoppelt wird, daß die Manöver eines als Starrkörpers betrachteten Flugzeugs simuliert werden können.

Zur Berechnung der Luftkräfte wird der Tau-Code eingesetzt. Dieser besteht aus mehreren separat ablaufenden Programmmodulen. Das Geometriemodul enthält Funktionen zur Modifikation des Netzes, im Pre-processingmodul sind u.a. Funktionen zur Berechnung der Metrik und der Mehrgitterebenen enthalten. Das Solvermodul stellt das Integrationsverfahren zur Verfügung. Das Zusammenspiel der Module wird über eine Ablaufsteuerung realisiert, die deren Einsatz vereinfacht und automatisiert, sowie die Durchführung von Berechnungen nicht nur auf einem einzelnen Rechner sondern auch auf einem Netzwerk erlaubt. Die auf diese Weise gewonnene Flexibilität ermöglicht einen besseren Einsatz der vorhandenen Rechnerressourcen. So ist das im Solvermodul implementierte Integrationsverfahren des Tau-Codes effizient auf einem Vektorrechner einsetzbar, die Programmmodule Geometrieberechnung und Preprocessing erreichen dagegen eine bessere Performance auf einem Skalarrechner. Unter bestimmten Bedingungen können einzelne Programmmodule parallel zueinander ablaufen, wodurch eine Reduktion der Rechenzeit möglich ist.

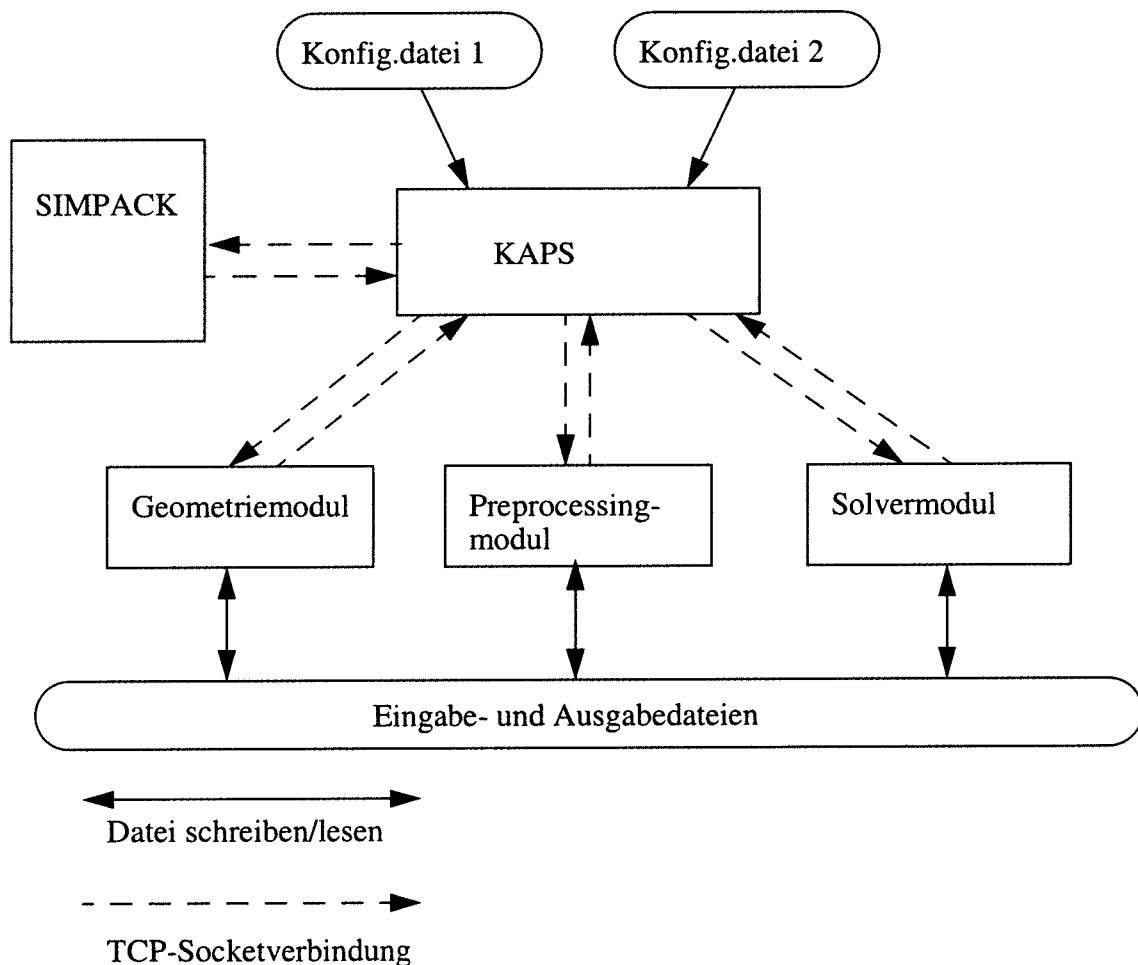
Die zur Ablaufsteuerung entwickelte Software regelt den Datenverkehr und die Kommunikation zwischen den einzelnen Programmmodulen und erleichtert so dem Anwender den Einsatz der für ihn optimalen Rechnerkonfiguration. Die Auswahl der Rechner und die Konfiguration der Programmmodule bleibt weiterhin dem Anwender überlassen. Über die Steuerungssoftware wird auch die Kopplung der flugmechanischen und aerodynamischen Berechnungen realisiert.

Zum gegenwärtigen Zeitpunkt existiert ein C-Programm mit dem Namen „KAPS“, das es dem Anwender ermöglicht, nach Erstellung von zwei Konfigurationsdateien Berechnungen mit dem Tau-Code durchzuführen. Nach dem Start läßt KAPS selbständig die erstellte Konfiguration der Programmmodule auf den gewählten Rechnerplattformen ablaufen. Die einzelnen Module können auch weiterhin ohne die Steuerung durch KAPS benutzt werden. Die Kommunikation findet jeweils zwischen KAPS und einem Modul statt, aber nicht zwischen den Modulen. Ergebnisse von Berechnungen werden wie bisher in Dateien abgelegt

und bei Bedarf wieder eingelesen. Die Kommunikation zwischen KAPS und den Modulen wird mit TCP-Socketverbindungen realisiert.

Außer zur Ablaufsteuerung der aerodynamischen Berechnungen wird KAPS auch zur Kopplung der aerodynamischen und flugmechanischen Berechnungen eingesetzt. Von der flugmechanischen Seite werden Informationen über Anstell- und Schiebewinkel, Machzahl, Atmosphärengrößen, Klappenausschlag, Windgeschwindigkeit, etc. an die aerodynamische Seite geliefert. Dort werden die Strömungszustände berechnet und die resultierenden Kräfte und Momente an die flugmechanische Seite zurückgegeben. Die Simulation der flugmechanischen Seite wird mit Hilfe der Simulationssoftware SIMPACK durchgeführt. In SIMPACK wurden zu diesem Zweck einige Modelle definiert. Die Bewegungen eines derartigen Modells werden über entsprechende Parameter in SIMPACK berechnet. Nach jedem Iterationsschritt in SIMPACK werden die zur aerodynamischen Berechnung benötigten Variablen an KAPS übermittelt. Dieses steuert anschließend die aerodynamische Berechnung und sendet nach deren Abschluß die im Solvermodul bestimmten Kräfte und Momente an SIMPACK zurück. Für die Kopplung der flugmechanischen und aerodynamischen Berechnungen ist SIMPACK um entsprechende Routinen erweitert worden, u.a. um eine Routine, die automatisch KAPS startet und über eine TCP-Socketverbindung die Ergebnisse der flugmechanischen Berechnungen an KAPS sendet, bzw. die Ergebnisse der aerodynamischen Berechnungen empfängt.

Die folgende Abbildung gibt einen Überblick über die Funktionalität der Software:



[1] SIMPACK wird von DLR-OP entwickelt und von INTEC vertrieben.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:	„Flügel kleiner Streckung“
Ansprechpartner:	Dipl.-Ing. Thorsten Wienberg
Institut:	DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik
Adresse:	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig
Telefon:	0531 / 295-2457
weitere Partner:	Dr. Olaf Frommann, Synaps Ingenieur-Gesellschaft mbH
Thema:	Validierung bzw. Anwendung des Optimierungssystems MEPO für komplexe 3D-Konfigurationen im Überschall

Ausgangssituation:

Im Rahmen des DLR Projektes MEGAFLOW [1] wurden am Institut für Entwurfsaerodynamik ein zuverlässiges, effizientes und qualitätsgesichertes Programmsystem zur numerischen Simulation um komplette Flugzeuge im Unter- und Überschall entwickelt. Um den hohen Leistungsansprüchen an neue Flugzeugmuster gerecht zu werden, wurde innerhalb dieses Projektes in Zusammenarbeit mit der TU Braunschweig und der Synaps Ingenieur-Gesellschaft mbH das Optimierungssystem MEPO (Modular Environment for Parallel Optimization) entwickelt. Hierbei stand die aerodynamische Verbesserung von komplexen Flugzeugkonfigurationen anhand der numerischen Werkzeuge FLOWer und MEGACADS unter Verwendung aller verfügbaren geometrischen Freiheitsgrade im Vordergrund.

Ziel:

Zur Realisierung der o.g. komplexen und zeitintensiven aerodynamischen Optimierungsaufgaben werden in einem Ethernet-Netzwerk die einzelnen Hardware-Ressourcen von Workstations und Batch-Rechnern zu einem virtuellen Parallelrechner zusammengefaßt, siehe hierzu Abb. 1. Innerhalb dieses Rechner-Clusters kommen parallelisierte Strömungslöser auf Prozessebene (FLOWer 115), parallele Optimierungsstrategien (Evolutionstrategie PAROS) und Mehrpunkt Entwurfsverfahren auf Rechnerebene zum Einsatz.

Lösungsweg:

Zur Validierung des Programmsystems MEPO erfolgte für den Deltaflügel der SST-Konfiguration, siehe Abb. 2, eine Optimierung bezüglich der Gleitzahl im Überschall bei $Ma = 2.0$. Da dieser Flügel in [2] ausführlich behandelt wurde, liegen Referenzwerte für eine qualitative und quantitative Beurteilung eines neuen Optimierungssystems vor. Als Variationsparameter wurden die lokalen Anstellwinkel α_i einzelner Flügelschnitte verwendet. Die Optimierung der Gleitzahl erfolgte dann über die Verwindung des Flügels, wodurch im wesentlichen der Wellenwiderstand beeinflusst wurde.

Ergebnis:

Im Rahmen der Validierung wurden für die Optimierung ein herkömmliches finites Differenzenverfahren bzw. ein genetischer Optimierungs-Algorithmus verwendet. Mit dem Differenzenverfahren wurde auf einer NEC SX4 eine Verbesserung der Gleitzahl von 10.5% erreicht, siehe auch Abb. 3, womit sich eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen aus [2] ergab. Ferner erfolgte anhand des genetischen Algorithmus eine Optimierung auf zwei NEC SX4-Rechnern, die ebenfalls eine Verbesserung der Gleitzahl um 10,5% erzielte. Ferner konnte durch diese Vorgehensweise gezeigt werden, daß bei gleichbleibender CPU-Rechenzeit, die für den Anwender benötigte User-Zeit sich um die Hälfte reduziert.

Weiteres Vorgehen:

In den nachfolgenden Arbeiten soll das Optimierungssystem MEPO auf Flügel-Rumpf Konfigurationen angewendet werden. Hierbei liegt zunächst der Schwerpunkt im Einfluß des Wurzelschnitts bzw. des Rumpfquerschnitts hinsichtlich einer aerodynamischen Qualitätsverbesserung.

Literatur:

[1] Telle D., *Extension of an Aerodynamic Optimization System for Inverse Design*, DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik, IB 129-97/3, Braunschweig, 1997.

[2] Kroll N., *National CFD Project MEGAFLOW-Status Report*, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60, pp 15-23, Vieweg Verlag, Braunschweig, 1997.

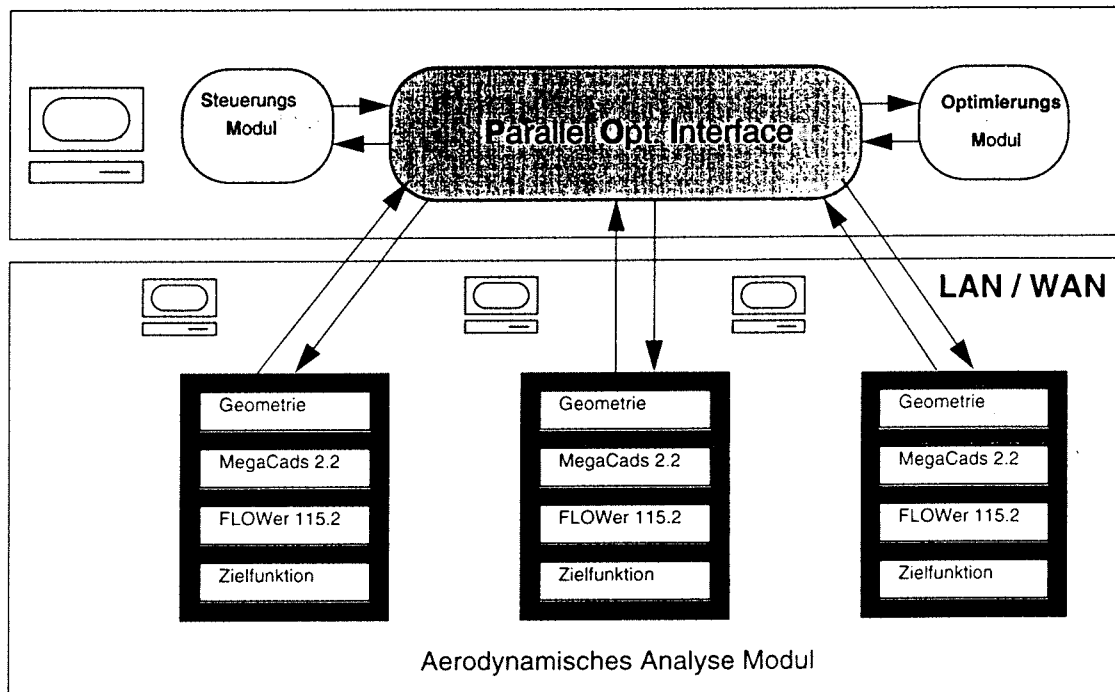


Abb. 1: Virtueller Parallelrechner

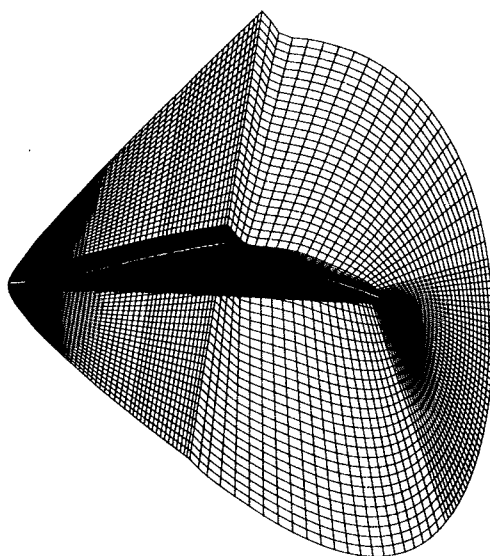


Abb. 2: Raumgitter für den SST Delta-Flügel

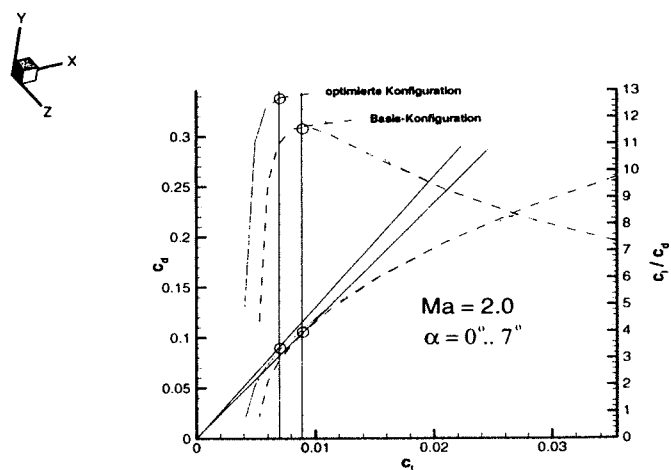


Abb. 3: Auftriebs-Widerstands Polare

Mitteilung

Fachkreis	Drehflügler und Rotoren		
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. J. Henkner		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16122
		Telefax	+89-289-16138
weitere Partner	—		
Thema	Instationäre Strömungsablösungen an schiebenden Tragflächen		
Ausgangssituation	Instationäre Strömungsvorgänge sind in fast allen Gebieten der Strömungsmechanik von besonderer Relevanz, insbesondere ist die Problematik der instationären Strömungsablösung hierbei bei vielen praktischen Anwendungen von Bedeutung. Unmittelbar davon betroffen sind zum Beispiel Drehflügler. Durch die notwendige zyklische Blattverstellung beim Vorwärtsflug ist deren mögliche Höchstgeschwindigkeit in weiten Teilen vor allem von Vorgängen der dynamischen Strömungsablösung am rücklaufenden Blatt begrenzt. Die Erhöhung der möglichen Flugeschwindigkeit ist aber einer wesentlichen Entwicklungsziele der damit befaßten Aerodynamik. Aber auch die Umströmung sogenannter supermanövrierbarer Hochleistungsflugzeuge sowie Turbinen und Propeller ist in vielen Bereichen stark von dynamischen Ablösevorgängen betroffen.		
Ziel	Mit Hilfe neu entwickelter Meßtechnik sollen neue Einblicke in die Mechanismen der dreidimensionalen Strömungsablösung gewonnen werden. Rechnungen an vereinfachten Geometrien sollen Interpretationshilfen stellen. Durch die eingesetzte neue Meßtechnik können aus Experimenten an einem schiebenden Schwingflügel erstmals quantitativ erfaßte Werte für die Strömungsfeldgrößen gewonnen werden.		
Lösungsweg	Um die bei dreidimensionaler Ablösung vorliegenden turbulenten Strömungen erfassen zu können muß eine Meßtechnik angewendet werden, die ohne Einschränkungen im gesamten Richtungs- und auftretendem Geschwindigkeitsspektrum eindeutige Meßsignale mit genügender zeitlicher Auflösung liefert. Die Anforderungen im Hinblick auf die zeitliche Auflösung wird von der Hitzdrahtmeßtechnik im Allgemeinen gut erfüllt, sie besitzt typischerweise ausreichende kleine Einschwingzeiten der Meßbrücke, die selbst kleinskalige Turbulenzen erfassen können. Probleme ergeben sich allerdings bei der Verwendung von handelsüblichen Hitzdrahtsonden dadurch, daß nicht für beliebige Anströmrichtungen eindeutige Meßsignale geliefert werden. Bei konventionellen Hitzdrahtsonden muß sichergestellt werden, daß Rückströmgebiete ausgeschlossen werden können und die Sonden auf die Hauptströmungsrichtung ausgerichtet sind. Diese Mehrdeutigkeiten können mit Hilfe einer erfolgten Sondereuentwicklung ausgeschlossen werden.		
Ergebnis	Für den in Bild 1 gezeigten Meßaufbau sind für verschiedene reduzierte Frequenzen die instationären Strömungsfelder erfaßt worden. Nachfolgende Ergebnisse sind für eine reduzierte Frequenz $k = 2\pi fc/V_\infty = 0.22$ und eine Reynoldszahl $Re = 250000$ eines mit $\beta = 15^\circ$ schiebenden Flügel für $\alpha = 10^\circ - 10^\circ \cdot \cos(2\pi \frac{t}{T})$ präsentiert.		

Bild 2 zeigt die momentane Gesamtgeschwindigkeitsverteilung V_{ges} zum Zeitpunkt $t/T = 0.47$ kurz vor Erreichen des oberen Totpunktes. Auswertungen der Querströmkomponenten ergeben eine flügelparallele Strömung $\beta \simeq 90^\circ$ Bild 4, die zum erstenmal zum Zeitpunkt $t/T = 0.47$ festzustellen ist und sich im weiteren zeitlichen Verlauf von der Körperoberfläche entfernt. Analyse der Längsgeschwindigkeiten im Bild 3 zeigen ein Geschwindigkeitsminimum induziert durch einen "Dynamic Stall"-Wirbel. Bedingt durch diesen Wirbel wird dem hinteren wandnahen Profilbereich neue Energie zugeführt, wie an den zunehmenden Geschwindigkeitskomponenten u zu erkennen ist. Erst für Phasen $t/T > 0.53$ werden auch im hinteren Profilbereich Rückströmungen beobachtet.

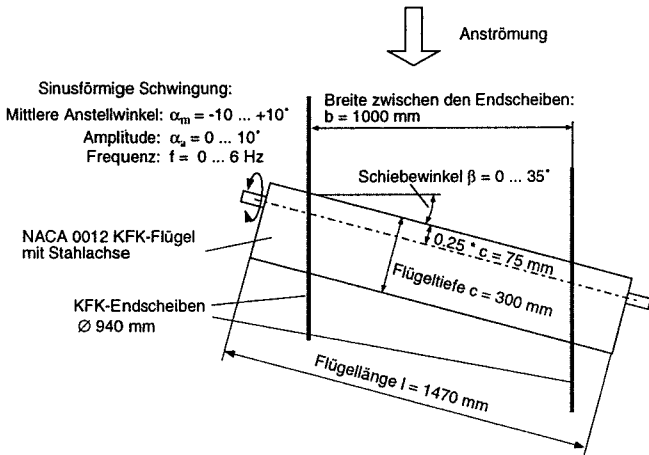


Bild 1: Schematischer Aufbau des Schwingflügelteststandes

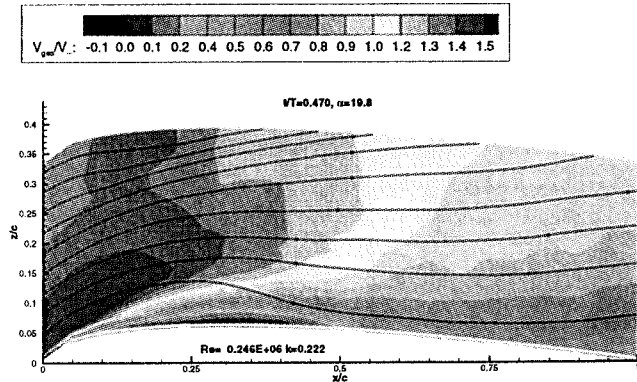


Bild 2: Verteilung der Gesamtgeschwindigkeit V_{ges} zum Zeitpunkt $t/T = 0.47$, Schnittebene normal zur Flügelvorderkante, Rückströmung besitzt neg. Werte

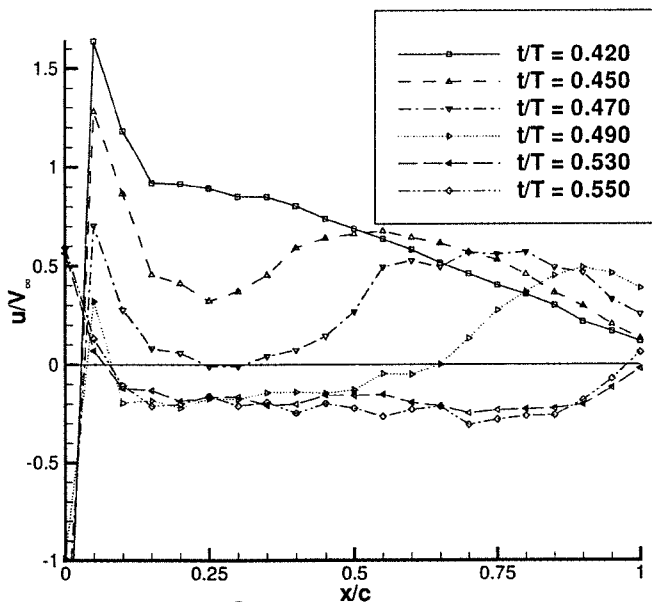


Bild 3: Verteilung der Längsgeschwindigkeit u im wand nächsten Meßpunkt $n = 2mm$, $n/c = 0.66\%$ zu verschiedenen Phasen

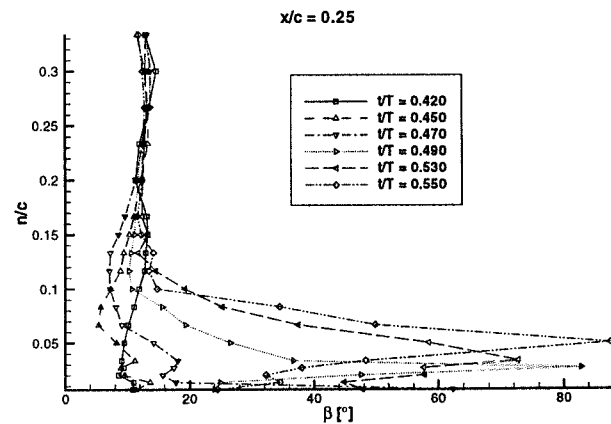


Bild 4: Verteilung des lokalen Schiebewinkels β_{loc} im Schnitt $x/c = 0.25$ zu verschiedenen Phasen

Literatur

[1] J. Henkner, H. Ranke: Unsteady boundary layer separation on swept and unswept wings in sinusoidal dynamic stall motion in New results in numerical and experimental fluid mechanics, Vieweg Verlag 1997

weiteres Vorgehen

Die entwickelte Meßtechnik soll weiter verbessert und auf Testfälle mit unterschiedlichen Schiebewinkeln und reduzierten Frequenzen angewendet werden.

Datum 26.02.99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flügel kleiner Streckung / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. J. Klingenberg, Prof. Dr.-Ing. habil. R. Vollheim

Institution: Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Technische Universität Dresden
01062 Dresden

Tel.: (0351) 463 4910

Fax : (0351) 463 5246

E-Mail: J.Klingenberg@ism.mw.tu-dresden.de

Weitere Partner: Universität der Bundeswehr München,
Institut für Strahlantriebe, Prof. Dr.-Ing. L. Fottner

Thema: Einfluß von Oberflächenstrukturen von aerodynamisch hochbelasteten Verdichter- und Turbinengittern
(DFG-Thema Vo 539/7-2)

Ausgangssituation:

Nach der für die klassische Strömungsmechanik überraschenden Entdeckung feiner aus der laminaren Unterschicht herausragender Längsrillen auf den Schuppen schnell schwimmender Haie folgten Labortests, die unter bestimmten Voraussetzungen eine Verringerung des Reibungswiderstandes nachwiesen. Die Notwendigkeit einer genauen Anpassung an örtliche Strömungsverhältnisse stellt den Nutzen in beliebiger Strömungstechnik zunächst in Frage und erfordert separate Untersuchungen für einzelne Anwendungsgebiete. Im vorliegenden Projekt geht es um Schaufelgitter. Die Gitteruntersuchungen (Verluste, Umlenkverhalten u.a.) finden beim Kooperationspartner in München statt. Das hier beschriebene Teilprojekt beinhaltet Detailuntersuchungen des Grenzschichtverhaltens am Einzelprofil im Wasserumlaufkanal. Vorangegangen sind Experimente zu instationären Strömungsvorgängen im Ablösegebiet, besonders zum Umschlagvorgang und zum periodischen Abschwimmen großmaßstäblicher Wirbelstrukturen sowie zu Verhalten und Einflußgrößen von Ablöseblasen bei hydraulisch glatter Oberfläche. Zur Sichtbarmachung kam eine Hochgeschwindigkeitskamera (maximal 40000 Bilder pro Sekunde) zum Einsatz.

Ziel:

Bei der Profilumströmung im Wasserumlaufkanal ist das saugseitige Grenzschichtverhalten zu beobachten und zu vergleichen zwischen Konfigurationen mit unterschiedlichen Oberflächenqualitäten (glatt oder vorwiegend Längsrillen), Reynoldszahlen, Anstellwinkeln und Turbulenzzuständen der Zuströmung. Besondere Schwerpunkte bilden die Lage von laminaren und turbulenten Ablöse- und Wiederanlegepunkten und die zeitliche Entwicklung der Trennschicht am Rand des Ablösegebietes. Die Untersuchungen bleiben auf zweidimensionale Effekte beschränkt.

Lösungsweg:

Das Hauptaugenmerk liegt auf der Visualisierung des Strömungsfeldes im ablösenahen und abgelösten Bereich. Das ist zunächst mit zugegebenem Farbstoff geschehen, der Licht absorbiert und die Streichlinien im Gegenlichtverfahren deutlich dunkler erscheinen läßt als die Umgebung (Abbildung 1). Um Aussagen über das Geschwindigkeitsfeld zu erhalten, müssen die Bildfolgen nach Anhaltspunkten über Geschwindigkeitsvektoren abgesucht

werden. Die Farbstoffteilchen sind jedoch zu klein, um auf einfache Weise individuell verfolgt zu werden. Nur die qualitative Auswertung der zeitlichen Verschiebungen einzelner Punkte der Hell-Dunkel-Fronten gibt Aufschluß über das momentane Stromlinienbild.

Eine weitere Möglichkeit besteht prinzipiell in der Beobachtung von Schwebe-
teilchen im Laserlichtschnitt. Mit der Hochgeschwindigkeitskamera treten dabei wegen zu geringer Lichtempfindlichkeit und zu kurzer Belichtungszeit Probleme auf. Mit einer vorhandenen Kreuzkorrelations-CCD-Kamera können, allerdings mit geringerer Frequenz, Bildpaare mit einem minimalen zeitlichen Abstand von theoretisch $1\text{ }\mu\text{s}$ mit jeweils 1024×1024 Bildpunkten und 256 Graustufen aufgenommen werden. Ein Computer übernimmt die Bildinformationen unmittelbar und wertet sie aus.

Ergebnis:

Die prinzipielle Eignung der vorhandenen Konstellation von Lichtleistung, -empfindlichkeit und Belichtungszeit zur Bereitstellung von einzelnen auswertbaren Bildpaaren ist erwiesen. In den Abbildungen 3 und 4 sind für ähnliche Situationen in der Nähe der Profilhinterkante Bahnlinien und Vektoren dargestellt. Das Geschwindigkeitsfeld kann mit reichlich 1000 Vektoren beschrieben werden.

Weiteres Vorgehen:

Das nächste Ziel besteht in der Erreichung der maximalen mit der CCD-Kamera möglichen zeitlichen Bildfolge. Danach sollen pro Sekunde 15 Messungen wie in Abbildung 4 bzw. 30 Aufnahmen wie in Abbildung 3 realisiert werden. Der im Computer vorhandene Arbeitsspeicher bietet Platz für Bildinformationen in dieser Folge über mehr als 10 s.

Datum:

08.02.1999

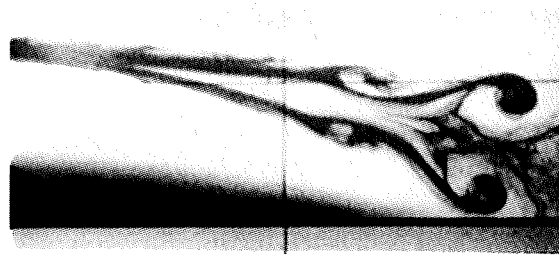


Abbildung 1: Streichlinie im Gegenlichtverfahren und ihr Spiegelbild auf der Schaufeloberfläche.

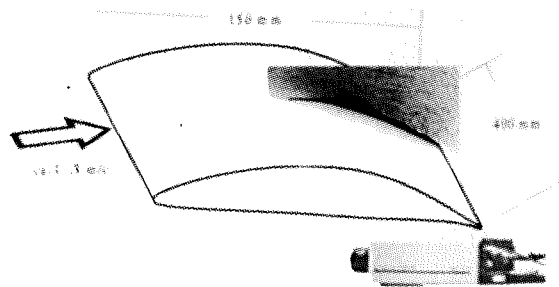


Abbildung 2: Schema zur Lage des Laserlichtschnittes.

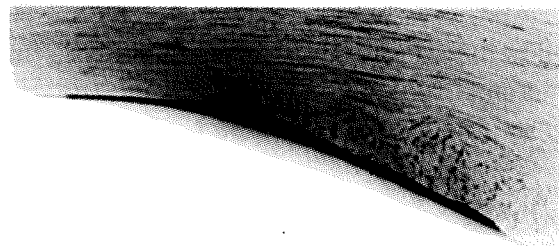


Abbildung 3: Bahnlinien, aufgenommen mit einer CCD-Kamera im Laserlichtschnitt (Lage siehe Abbildung 2).

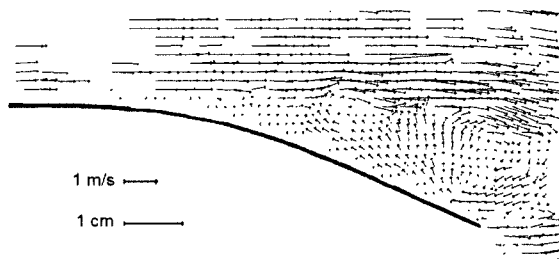


Abbildung 4: Mittels PIV vermessenes Geschwindigkeitsfeld in einer ähnlichen Situation wie in Abbildung 3.

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. K. Pahlke

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr.-Ing. J.-C. Boniface, ONERA

Thema Vergleich der Euler-Verfahren der ONERA und des DLR für Rotoren im schnellen Vorwärtsflug

Ausgangssituation:

Zeitgenaue Verfahren zur Berechnung der Umströmung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug mittels der Euler-Gleichungen:

- DLR: unter Verwendung überlappender Netze (Chimärentechnik).
- ONERA: unter Verwendung deformierender Netze.

Ziel:

Validierung der Euler-Verfahren als Basis für zukünftige Erweiterungen für die Berechnung der instationären Strömungsfelder um komplette Hubschrauberkonfigurationen (bestehend aus Hauptrotor, Rumpf, Leitflächen, Heckrotor, ...), wobei sowohl die Reibung als auch die Blattdynamik berücksichtigt werden sollen.

Lösungsweg:

Mit dem Chimären-Verfahren des DLR wurden Rechnungen auf mehreren Netzsystemen durchgeführt, die es erlaubten, unter anderem die folgende Effekte zu separieren (siehe [1], [2]):

- Effekt des Fernfeldabstandes
- Effekt der Einführung eines inneren Netzrandes in der Nähe der Rotordrehachse (künstliche Nabenrandbedingung)

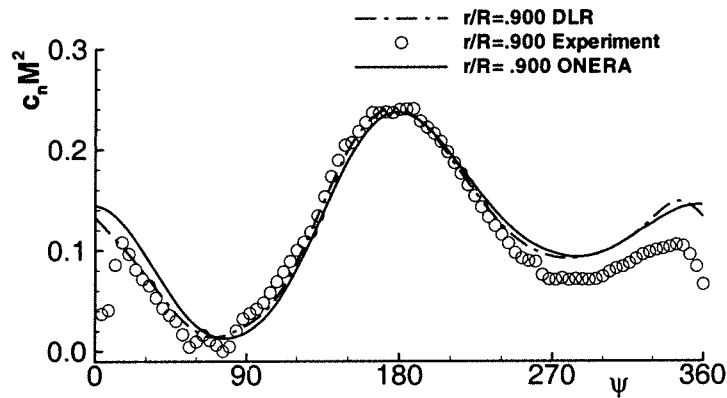
Ergebnis:

Ein Fernfeldabstand von $1R$ von der Blattoberfläche zum Fernfeldrand in allen Raumrichtungen erwies sich für den schnellen Vorwärtsflug als ausreichend.

Das Verfahren der ONERA kann nur blockstrukturierte Netze verwenden. Deshalb mußte der Bereich in unmittelbarer Nähe der Rotordrehachse bei der Netzgenerierung ausgespart werden, um singuläre Punkte und degenerierte Zellen zu vermeiden. Auf diesem inneren Netzrand wurde eine nichtreflektierende Fernfeldrandbedingung gesetzt (künstliche Nabenrandbedingung). Es zeigte sich, daß die Verwendung einer solchen künstlichen Nabenrandbedingung für $0 \leq \psi \leq 60^\circ$ eine deutliche Erhöhung der Normalkraftbeiwerte auf dem gesamten Blatt bewirkt, da induzierte Abwindgeschwindigkeiten, die von vorne auf die Nabe treffen, nicht stromab transportiert werden (siehe Bild 1). Bei Verwendung eines Chimären-Verfahrens tritt dieses Problem nicht auf, da ein Netz verwendet werden kann, das

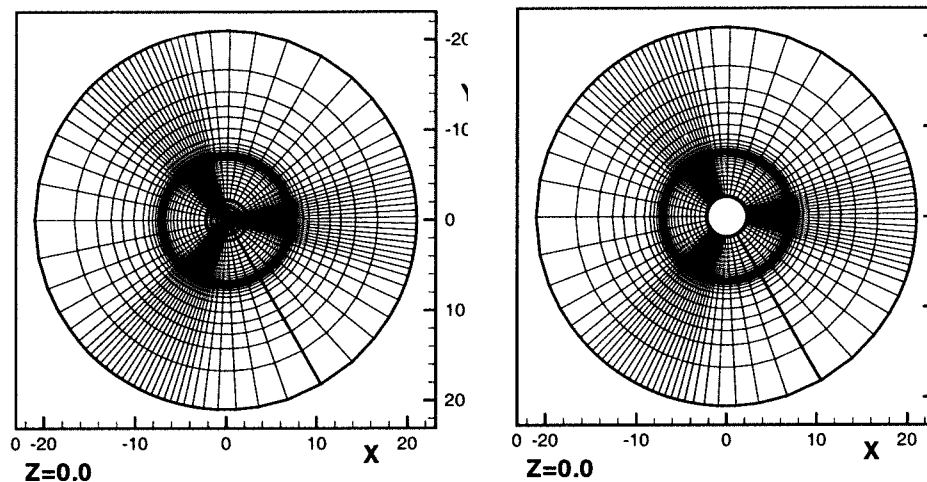
auch den Raum in unmittelbarer Nähe der Drehachse enthält (siehe Bild 2). Der Vergleich der Normalkraftbeiwerte für das ONERA und das DLR-Verfahren zeigt eine ausgezeichnete Übereinstimmung für $60^\circ \leq \psi \leq 270^\circ$ (siehe Bild 1).

Bild 1: Vergleich des Normalkraftbeiwertes bei $r/R=0,9$ für den 3-blättrigen ONERA-PF1-Rotor:



$$(M_{\omega R} = 0.613, \mu = 0.40, M_\infty = 0.245)$$

Bild 2: Hintergrundnetze für das Chimärenverfahren (links: ohne „Nabe“, rechts: mit „Nabe“):



Literatur:

- [1] Boniface, J.-C. ; Pahlke, K. 'Calculations of Multibladed Rotors in Forward Flight Using 3-D Euler Methods of DLR and ONERA.' 22nd European Rotorcraft Forum, Paper 58, Brighton, UK, 17.-19. September, 1996.
- [2] Pahlke, K.; Boniface, J.-C. *A Detailed Comparison of DLR and ONERA 3D Euler Methods for Rotors in High Speed Forward Flight.* 24th European Rotorcraft Forum, Paper AE14, Marseilles, 1998.

weiteres Vorgehen:

Im Rahmen der deutsch-französischen Kooperation CHANCE werden die CFD-Verfahren von ONERA und DLR für die Simulation der Umströmung von vollständigen Hubschrauberkonfigurationen einschließlich einer Kopplung mit der Blattdynamik erweitert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachbereich: Turbulenzforschung/Meßtechnik

Ansprechpartner: Prof. W. Rieß

Institution: Institut für Strömungsmaschinen
Universität Hannover

Adresse: Appelstr.9, 30167 Hannover
Telefon: 0522/762-2731
Telefax: 0511/762-3997
e-Mail: riess@ifs.uni-hannover.de

weitere Partner:

Thema:
Experimentelle Untersuchung der turbulenten Wake-Blade-Interaktion in einem Axialverdichter

Ausgangssituation:
Das instationäre Strömungsfeld in der ersten Stufe eines Niedergeschwindigkeitsaxialverdichters ist im Mittenschnitt mit Heißfilmsonden in Splitfilmtechnik vermessen worden. Mit diesen Sondentypen ist es möglich das instationäre Geschwindigkeitsfeld in einer Ebene senkrecht zum Sensor zeitgleich zu erfassen. Die Entwicklung der Schwankungsgrößen und der Turbulenz kann damit in allen Axialspalten und zusätzlich an vier axialen Positionen innerhalb des Leitrades ermittelt werden.

Ziel:
Das Ziel der vorliegenden Untersuchung ist die detaillierte Erfassung der instationären Strömungsvorgänge hervorgerufen durch die Wechselwirkung zwischen Nachlaufdüellen und stromabwärts liegenden Schaufelreihen in einem Axialverdichter. Diese Daten sollen einen Beitrag zur Validierung von instationären CFD-Codes liefern.

Lösungsweg:
Zur Untersuchung der Entwicklung der instationären Strömungsgrößen in der Nachlaufdüelle von stromauf liegenden Schaufelreihen wurde nach dem ersten Laufrad, an vier axialen Positionen im ersten Leitrad und nach dem ersten Leitrad das Strömungsfeld im Mittenschnitt in peripherer Richtung mit Splitfilmsonden erfaßt. Bei einer Abtastrate von 200kHz wurden pro Meßpunkt mehr als 520 000 einzelne Messungen aufgenommen, die mit Hilfe eines Triggers der jeweiligen Rotorposition zugeordnet werden. Die Auswertung der nach der Ensemble Averaging Methode gemittelten Daten erfolgt in Hauptströmungsrichtung und senkrecht zur Hauptströmungsrichtung um die Strömungsphänomene in Turbomaschinen besser abbilden zu können.

Ergebnis:
Die Nachlaufdüelle des Vorleitrades wird beim Durchgang durch den Rotor von der Rotorschaukel zerteilt, wobei der Teil der sich auf der Saugseite der Rotorschaukel befindet schneller stromabwärts transportiert wird als der Teil auf der Druckseite. Die Nachlaufdüelle des Vorleitrades

ist durch eine erhöhte Turbulenz nach dem Laufrad sehr gut zu erkennen. Beim Durchtritt durch den anschließenden Stator folgt sie der Krümmung der Statorschaufeln, wobei die Turbulenzintensität immer weiter zurückgeht und die Nachlaufdüse breiter wird. Selbst nach dem Stator ist der Einfluß der Vorleitradnachlaufdüse auf das instationäre Strömungsfeld an einer räumlich festen Position anhand eines leicht erhöhten Turbulenzgrades nachweisbar.

Die mittleren quadratischen Schwankungsbewegungen in der Nachlaufdüse des Rotors nehmen beim Durchgang durch den Stator ebenfalls ab. Dabei sinken die mittleren quadratischen Schwankungen in Hauptströmungsrichtung $\overline{c'_{mf}}^2$ von $12 \text{ m}^2/\text{s}^2$ nach dem Rotor auf $6 \text{ m}^2/\text{s}^2$ nach dem ersten Leitrad ab. Die mittleren quadratischen Schwankungen senkrecht zur Hauptströmungsrichtung $\overline{c'_{cf}}^2$ von ebenfalls ca. $12 \text{ m}^2/\text{s}^2$ nach dem Rotor auf $3 \text{ m}^2/\text{s}^2$ nach dem Stator ab.

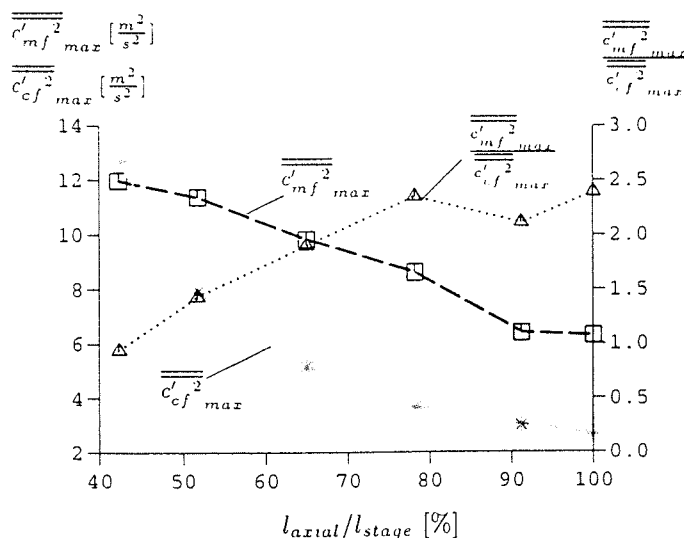


Abb.1: Maximale Schwankungsgrößen in der Rotornachlaufdüse

Abbildung 1 zeigt die maximalen Werte der mittleren quadratischen Schwankungsgrößen in der Rotornachlaufdüse aufgetragen über einer dimensionslosen Längenskala, die von der Meßebe nach dem Rotor bis zur Meßebe nach dem Stator reicht. Nach dem Rotor ist das instationäre Strömungsfeld nahezu isotrop, mit $\overline{c'_{mf}}^2_{max} = \overline{c'_{cf}}^2_{max}$. Beim Eintritt in den Stator nehmen die Schwankungen senkrecht zur Hauptströmung exponentiell ab, während die Schwankungen in Hauptströmungsrichtung linear abnehmen. Die Darstellung des Verhältnisses der Schwankungsgrößen $\overline{c'_{mf}}^2_{max} / \overline{c'_{cf}}^2_{max}$ unterstreicht dieses Verhalten. Es steigt von nahezu 1 auf 2.5 an.

Literatur:

Sentker A., Rieß W.: Turbulence Intensity Measurements in a Low Speed Axial Compressor, Engineering Turbulence Modelling and Experiments 3, Rodi W. and Bergeles G., Eds., Elsevier Science B.V., 1996

Sentker A., Rieß W.: Unsteady Flow and Turbulence in a Low Speed Axial Compressor, 8th International Symposium on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Stockholm, 1997

Sentker A., Rieß W.: Measurement of unsteady flow and turbulence in a low speed axial compressor, Experimental Thermal and Fluid Science 17, 1998

weiteres Vorgehen:

Eine weitere statistische Untersuchung der instationären Strömungsphänomene, sowie eine Betrachtung der Turbulenz bei unterschiedlichen Betriebspunkten ist vorgesehen. Desweiteren sollen die Messungen auf die zweite Stufe des Verdichters ausgedehnt werden.

Datum:

26.02.1998

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Tel. : 0531/391-2971
Fax : 0531/391-5952

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. H. Saathoff

Prof. Dr.-Ing. habil. U. Stark

Tel. : 0531/391-2981
h.saathoff@tu-bs.de
Tel. : 0531/391-2974
u.stark@tu-bs.de

Thema: Abgelöste Seitenwandgrenzschichten eines hochgestaffelten Verdichtergitters und eines einstufigen Axialverdichters gleicher Rotorauschnittgeometrie

Übersicht:

Im Rahmen eines größeren Forschungsvorhabens zum Thema Spaltströmungen in Axialverdichtern wurden u. a. Anstrichbilder angefertigt i) von der Seitenwand eines hoch gestaffelten Verdichtergitters sowie ii) von der Gehäusewand eines Verdichterrotors mit einer Außenschnittgeometrie, die der des Gitters entspricht. Eine für flugtechnische Anwendungen typische Spaltweite von 3 % der Profiltiefe wurde im Gitter wie in der Maschine gewählt.

Die Gitterversuche wurden im Gitterwindkanal des Instituts für Strömungsmechanik bei inkompressibler Strömung sowie einer Reynoldszahl von $Re_1 = W_1 l / \nu = 3.5 \cdot 10^5$ ($l = 120$ mm) durchgeführt. Wie bei Gitteruntersuchungen üblich, waren die Zulaufgrenzschichten unverwunden (kollateral) und die Relativbewegung zwischen Seitenwand und Schaufeln fehlte. Das Gitter bestand aus Profilen NACA 65-(7.4)06; Teilungsverhältnis, Schaufelhöhenverhältnis und Staffelungswinkel betrugen $t/l = 1.3$; $h/l = 5.0$ und $\lambda = 52^\circ$.

Die Maschinenversuche wurden im Versuchsstand für Axialventilatoren des Pfleiderer-Instituts für Strömungsmaschinen durchgeführt. Die untersuchte Verdichterstufe wurde am Institut für Strömungsmechanik entworfen für die Auslegungsdaten $\varphi = 0.6$; $\psi = 0.5$ und $\nu = 0.55$. Der Außendurchmesser betrug $D_a = 0.4$ m, die Drehzahl $n = 75 \text{ sek}^{-1}$ und die Zahl der Schaufeln $z = 19$ ($l = 60$ mm). Die Außenschnittgeometrie des Rotors war identisch mit der Gittergeometrie des untersuchten Verdichtergitters.

Die in diesen Anlagen erstellten Anstrichbilder sind bezüglich Zuströmwinkel β'_1 und Lieferzahl φ genau aufeinander abgestimmt. Die Bilder zeigen den Verlauf der Wandschubspannungslinien in der simulierten Relativströmung des Gitters bzw. in der Absolutströmung der Maschine. Die Strömungsrichtung auf diesen Linien wurde während des Versuchs bestimmt. Die Bildbereiche mit axial vorwärts bzw. rückwärts gerichteter Strömung sind also bekannt. Die diese Bereiche trennenden Ablöse- und Anlegelinien lassen sich in den Gitterbildern (Relativströmung) wie in den Maschinenbildern (Absolutströmung) sehr gut identifizieren.

Der angebotene Beitrag zum AG STAB-Symposium präsentiert eine Auswahl sich entsprechender Anstrichbilder, die Bilder 1 und 2 sind hierzu ein Beispiel für $\beta'_1 = 59^\circ$ im Gitterversuch bzw. $\varphi = 0.6$ im Maschinenversuch. Der Beitrag enthält ferner eine Analyse und Auswertung aller Bilder, mit Angaben zur Bewegung der Ablöse- und Anlegelinien und zur Größe der Ablösegebiete im Gitter wie in der Maschine in Abhängigkeit vom Zuströmwinkel bzw. von der Lieferzahl. Von besonderem Interesse sind dabei die Bilder, die die Situation an der Stallgrenze zeigen. Trotz fehlender Verwindung der Zulaufgrenzschichten und fehlender Relativbewegung im Gitterversuch ergibt sich eine erstaunliche Übereinstimmung und Kompatibilität der Ergebnisse aus den Gitter- und den Maschinenversuchen.

Literatur:

- [1] S. Bross, S. Brodersen, H. Saathoff, U. Stark: Experimental and theoretical investigation of the tip clearance flow in an axial flow pump.
Proceedings of the 2nd European Conference on Turbomachinery – Fluid Dynamics and Thermodynamics, Antwerpen (Belgium), pp. 357 – 364, 1997.

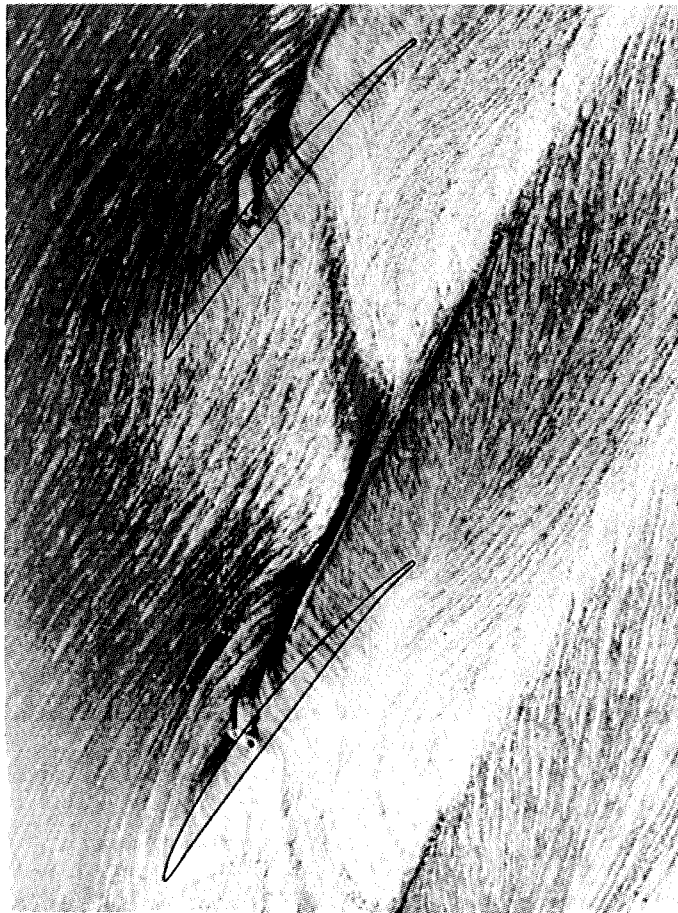


Bild 1: Seitenwandanstrichbild $\beta'_1 = 59^\circ$

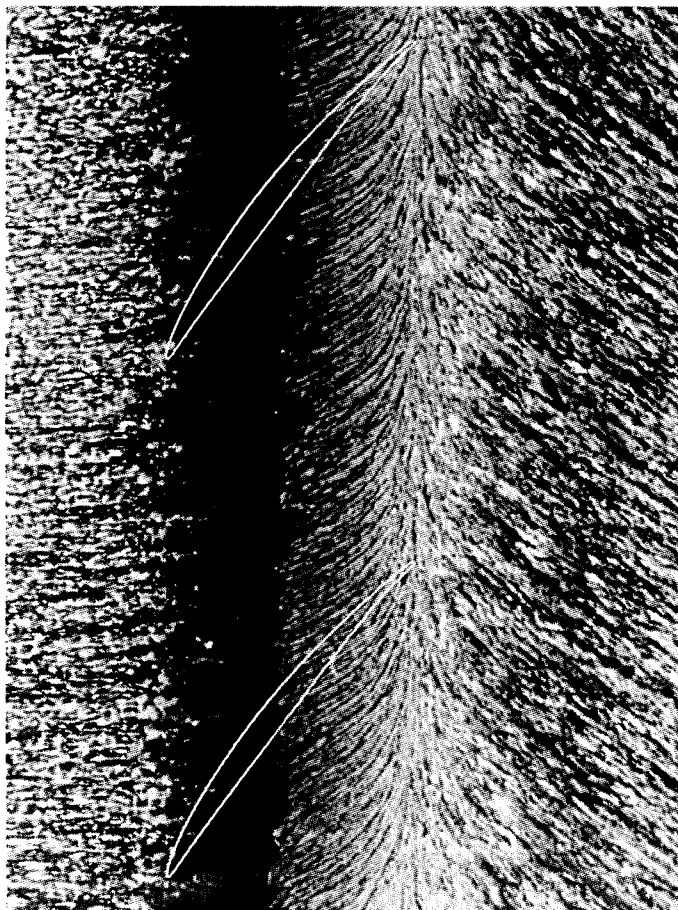


Bild 2: Gehäusewandanstrichbild $\varphi = 0,6$

Mitteilung

Projektgruppe: Drehflügler

Ansprechpartner: D. Schinke

Institution: EUROCOPTER DEUTSCHLAND GmbH
Telefon: 089-6000 6566
Telefax: 089-6000 6888

Adresse: 85521 Ottobrunn, Willy-Messerschmitt-Straße

Weitere Partner: W. Geißler, DLR (Göttingen)
U. Arnold, ZF Luftfahrttechnik (Kassel)

Thema: Aktive Rotorsteuerung mit Servoklappe und Blattwurzelsteuerung -
Neue Ergebnisse aus Flugversuch und Windkanal

Ausgangssituation:

Verschiedene Windkanalversuche und erste Flugversuche mit Blattwurzelsteuerung mit stark begrenzter Steuerautorität zeigen ein vielversprechendes Potential vor allem hinsichtlich Außenlärm- und Vibrationsminderung durch Einzelblattsteuerung.

Ziel:

Ziel ist der Nachweis des vollen Potentials im Flugversuch und die Entwicklung einer neuen Antriebstechnologie für eine Einzelblattsteuerung mit Hilfe einer im Rotorblatt integrierten Hinterkantenklappe.

Lösungsweg:

Im Rahmen des vom BMBF geförderten Forschungs- und Technologieprogramms wurden wichtige Schritte definiert und umgesetzt: Flugversuche mit erweiterter Einzelblattsteuerautorität und ein 2-D Windkanalversuch mit einem Rotorblattsegment mit integrierter Hinterkantenklappe und piezoelektrischem Klappenantrieb.

Ergebnis:

Im Flugversuch konnte ein deutliches Potential zur Lärm- und Vibrationsminderung evaluiert werden. Zudem konnte erstmalig im Flugversuch der Einfluss einer Einzelblattsteuerstrategie auf die Blattwirbelinterferenz mit Hilfe von hochabtastenden Drucksensoren am Rotorblatt nachgewiesen werden (s. Abb. 1).

Die Windkanalversuche wurden in verschiedenen Konfigurationen durchgeführt und ergaben ein entsprechend breites Spektrum an Ergebnissen. Die wesentlichen Gesamtergebnisse sind:

- Die piezoelektrische Antriebseinheit erwies sich als zuverlässig über die gesamte dreiwöchige Messkampagne.
- In allen aerodynamischen Betriebsbereichen wurden die geforderten Klappenausläge erreicht.
- Die stationären und instationären Messungen lieferten eine wichtige Datenbasis zur Validierung von Rechenmodellen. Die Versuche mit Torsionsfreiheitsgrad zeigten wesentliche Ergebnisse zur Übertragungscharakteristik des Klappenantriebs.

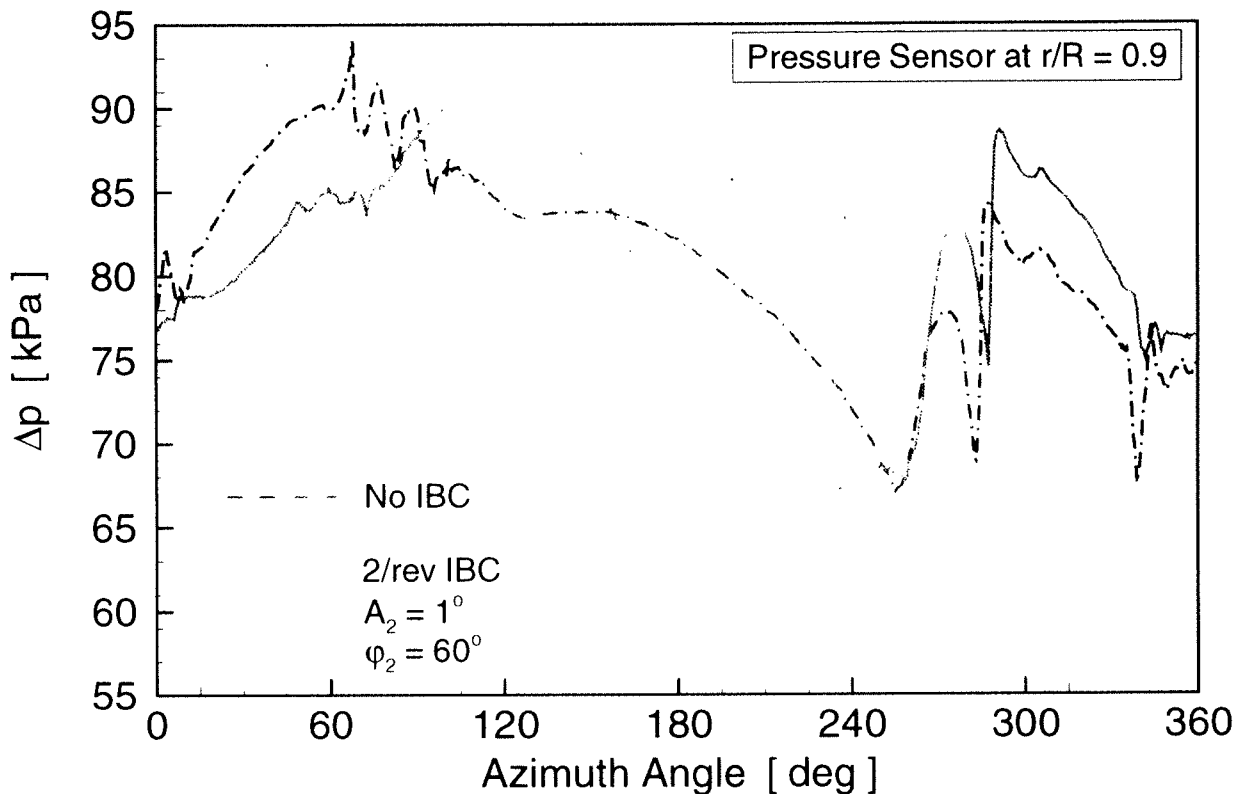


Abb. 1: Einfluss einer 2/rev Steuerstrategie auf die Blattwirbelinteraktion

Weiteres Vorgehen:

Weitere Schritte für die Flugversuche werden die Evaluierung erweiterter Regelgesetze sein. Auf dem Gebiet Klappensteuerung sind Fliehkraftversuche mit einer integrierten Klappensteuerung geplant. Im Anschluss an diese Versuche finden Tests auf dem Rotorprüfstand und im Flugversuch statt.

Literatur:

- [1] Schimke, D., Jänker, P., Wendt, V., Junker, B., "Wind Tunnel Evaluation of a Full Scale Piezoelectric Flap Control Unit", 24th European Rotorcraft Forum, Marseille, France, September 1998
- [2] Schöll, E., Gembler, W., Bebesel, M., Splettstößer, W., Kube, R., Pongratz, R., "Noise Reduction by Blade Root Actuation - Validation and Analysis of Flight and Wind Tunnel Tests", 24th European Rotorcraft Forum, Marseille, France, September 1998

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Michael Breuer / M.-Eng. Walid Khier	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen (LSTM)	
Adresse	Universität Erlangen–Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-246 Telefax: 09131/761-242 e-mail: breuer@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	Deutsche Bahn AG, Societe Nationale des Chemins de Francais, FS	
Thema	Untersuchung der Seitenwindempfindlichkeit von Hochgeschwindigkeitszügen durch numerische Simulation der dreidimensionalen turbulenten Umströmung	
Ausgangssituation	Die Tendenz, die Reisegeschwindigkeit moderner Züge ständig zu erhöhen, läßt die Bedeutung der Aerodynamik auch in diesem Bereich der Technik weiter steigen. Dabei spielt nicht nur der Widerstand eine zentrale Rolle. Vor allem eventuell auftretende Seitenwinde und Böen bedrohen die Sicherheit des Zugverkehrs, da sie zu so hohen Seitenkräften und Rollmomenten führen können, daß der Zug den Kontakt zur Schiene verliert. Windkanal- und Felduntersuchungen sind die traditionellen Zugänge, um die aerodynamischen Eigenschaften bodennaher Fahrzeuge zu bewerten, aber sie sind teuer und zeitaufwendig. Numerische Strömungssimulationen haben sich inzwischen zu einer kostengünstigen Alternative entwickelt. Detaillierte Untersuchungen unterschiedlicher Einflußfaktoren und Parametervariationen können damit schnell und einfach durchgeführt werden.	
Ziel	Im Rahmen des europäischen Projekts <i>TRANSAERO</i> wurden am LSTM Berechnungen der turbulenten Umströmung von Hochgeschwindigkeitszügen mit dem Strömungs-Code FASTEST-3D durchgeführt. Im Mittelpunkt der Arbeiten standen Untersuchungen zur Seitenwindempfindlichkeit der Fahrzeuge, die für die Sicherheit des Zugverkehrs von großer Bedeutung ist. Ziel der Berechnungen war die Bestimmung der bei Seitenwindbedingungen am Zug angreifenden Kräfte und Momente, um daraus Aussagen über sichere Betriebsbedingungen ableiten zu können. Ferner wurde die Wirkungsweise und Effektivität von Windschutzzäunen (Schallschutzmauern) zur aktiven Beeinflussung der Seitenwindempfindlichkeit untersucht.	
Lösungsweg	Begonnen wurden die Untersuchungen mit einer vereinfachten Zuggeometrie, die aus zwei identischen DB-InterRegio Steuerwagen bestand und die sich in der Nähe eines festen Bodens bewegte. Bei der Vereinfachung der Geometrie wurden die Drehgestelle sowie Unterbodenelemente und Schienen nicht modelliert. Außerdem wurde die Zugoberfläche und der Boden als glatte Flächen angenommen. Die Strömung wurde bei einer Reynoldszahl von 3.67×10^6 und unter verschiedenen Anströmwinkeln ($\Theta = 0^\circ - 90^\circ$) simuliert. Es konnte gezeigt werden, daß sowohl die Struktur als auch die	

AG STAB

aerodynamischen Kräfte und Momente vom Anströmwinkel stark abhängen. Ferner konnte ein Einblick in die strömungsmechanisch relevanten Phänomene gewonnen werden [1,2]. Es folgte eine umfangreiche Untersuchung des Seitenwindinflusses unter realistischen Rand- und Betriebsbedingungen. Die Arbeiten basierten auf einer sehr detaillierten Zuggeometrie inklusive Drehgestell und Schienen. Der Zug fuhr dabei auf einem Bahndamm in der atmosphärischen Grenzschicht. Ferner wurde in einer der Simulationen ein Windschutzzaun berücksichtigt und die Auswirkungen auf das Strömungsfeld und die auf den Zug wirkenden Kräfte und Momente bestimmt.

Ergebnis

Für die sehr umfangreichen Arbeiten zur vereinfachten Geometrie kann hier nur auf die beiden Publikationen [1,2] verwiesen werden. Im Falle der vollständigen Geometrie wurden vier verschiedene Fälle berechnet und das komplexe Strömungsfeld um den Zug analysiert. Details hierzu sind in [3] veröffentlicht. Ferner wurden alle am Zug wirkenden Kräfte und Momente bestimmt und mit den Meßdaten aus dem Windkanal (Univ. of Nottingham) bzw. den Messungen auf der Teststrecke (DB AG) verglichen. Vor allem mit den Windkanal-Daten ergab sich bei den wichtigen Seitenkräften bzw. Rollmomenten eine zufriedenstellende Übereinstimmung [3]. Hier soll nur die Wirkungsweise des Windschutzzaunes anhand der in Abbildung 1 dargestellten Stromlinien kurz erläutert werden. Im linken Bild ist dazu das Strömungsfeld gezeigt, das sich ohne Windschutzzaun einstellt. Man erkennt einen großen Wirbel, der sich auf der Wind abgewandten Seite des Zuges bildet. Die zugehörigen Seitenkraft- bzw. Rollmomentenbeiwerte für den ganzen Zug sind in diesem Fall $C_y = 3.86$ bzw. $C_{mx} = 3.08$. Im rechten Teil der Abbildung sind die Stromlinien gezeigt, die sich im Fall der Installation eines undurchlässigen Windschutzzaunes einstellen. Man erkennt, daß sich hinter dem Zaun ein zweiter großer Wirbel ausbildet. Dies führt zu einer vollständig anderen Druckverteilung am Zug und somit zu deutlich reduzierten Seitenkräften und Rollmomenten ($C_y = 1.18$ und $C_{mx} = 0.89$).

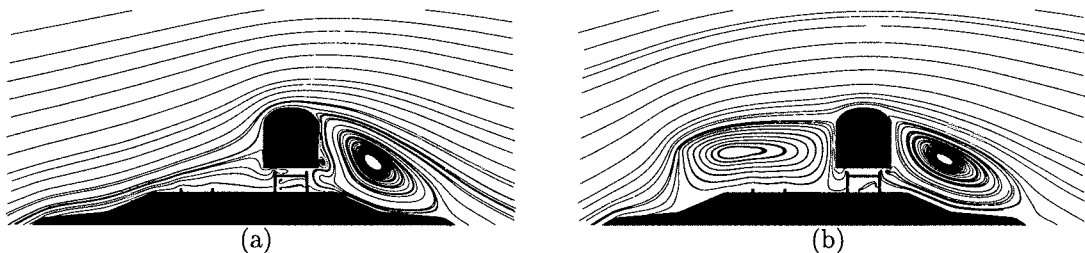


Abbildung 1: Stromlinien in einem Schnitt durch den Zug, (a): ohne Windschutzzaun, (b): mit Windschutzzaun.

Literatur

- [1] Khier, W., Breuer, M., Durst, F.: *Numerical Simulation of Side Wind Effects on High Speed Trains*, Proc. 30th Int. Symp. on Automotive Tech. & Automation (ISATA), Conf. on Simul., Diagnosis & Virtual Reality Appl. in the Automotive Ind. Incl. Supercomp. Appl., pp. 441–450, Florence, Italy, June 16–19, (1997).
- [2] Khier, W., Breuer, M., Durst, F.: *Flow Structure Around Trains Under Side Wind Conditions: A Numerical Study*, Int. J. Computers and Fluids, in press, (1999).
- [3] Khier, W., Breuer, M., Durst, F.: *Numerical Computation of 3-D Turbulent Flow Around High Speed Trains Under Side Wind Conditions*, TRANSAERO Scientific Symposium, Paris, France, May, 4–5, (1999), submitted.

Weiteres Vorgehen

Das Projekt wurde im Frühjahr 1999 erfolgreich abgeschlossen. Die Ergebnisse werden u.a. auf dem *TRANSAERO Scientific Symposium* am 4.–5. Mai 1999 in Paris vorgestellt.

Datum:

01.04.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe		
Ansprechpartner	Helmut Esch		
Institution	DLR, Cluster Aerodynamik, Institut für Strömungsmechanik, Windkanäle Köln-Porz		
Adresse	Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon	02203/601-2345
		Telefax	02203/601-2085
		e-mail	helmut.esch@dlr.de

weitere Partner **DLR-SK, DLR-EA, DaimlerChrysler LFK**

Thema

Aerodynamik von Gitterleitwerken im Überschall

Ausgangssituation

Gitterleitwerke werden gegenüber Planarleitwerken als eine Alternative angesehen, die für ein Flugkörpersystem Vorteile bringen kann. Eine Beurteilung ist allerdings in der Regel nur vom Gesamtsystem her möglich.

Ziel

Ziel ist die Bestimmung des aerodynamischen Verhaltens einiger ausgesuchter Konfigurationen von Gitterleitwerken. Die Daten werden zur Validierung von numerischen Methoden verwendet. Außerdem dienen sie als Datenbasis für kostengünstige Auslegungsverfahren.

Lösungsweg

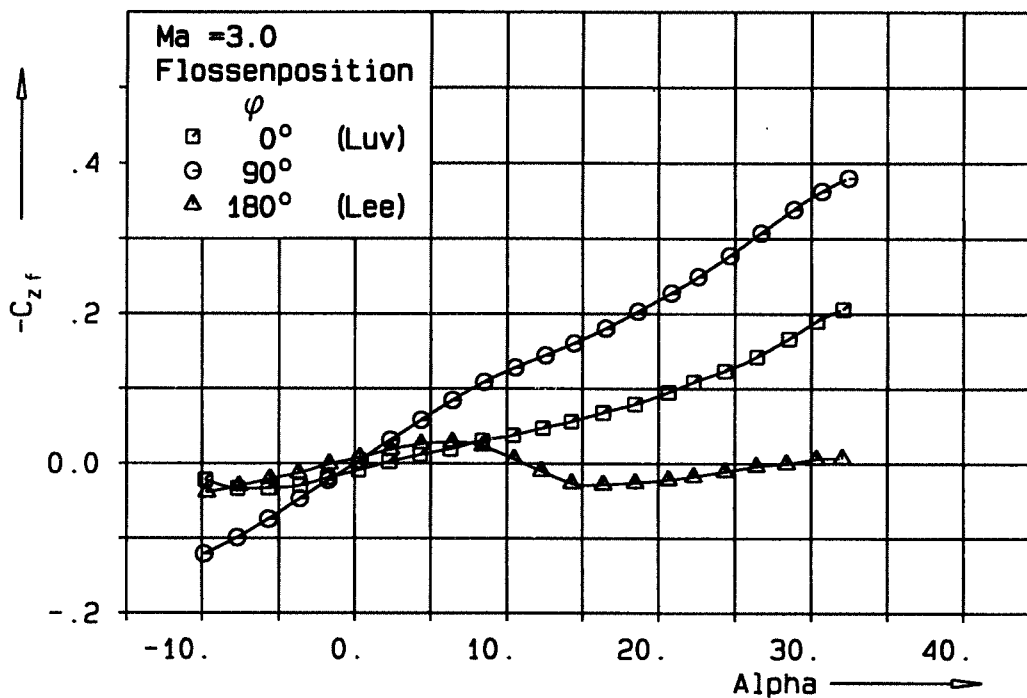
Kraft- und Momentenmessungen werden an Rumpfleitwerkskonfigurationen durchgeführt. Dabei werden sowohl die Beiwerte der Gesamtkonfiguration bestimmt als auch die einzelner Gitterflossen, die in verschiedenen Rollpositionen des Rumpfes angebracht sind. Die Versuche finden im Trisonikkanal TMK im Machzahlbereich $1,8 \leq Ma \leq 4,0$ statt. Die Messungen ergänzen sich mit Tests an isolierten Gitterflügeln im Transsonischen Windkanal TWG.

AG STAB

Ergebnis

Die starken Unterschiede im Strömungsfeld in unmittelbarer Rumpfnähe führen entsprechend auch zu großen Differenzen in den Kräften der Einzelflossen. Während bei größeren Anstellwinkeln die Flosse auf der Leeseite des Rumpfes ($\varphi = 180^\circ$ für $\alpha > 0$) keine Normalkraft liefert, trägt – im Gegensatz zum Planarleitwerk – die Flosse auf der Luvseite ($\varphi = 0^\circ$) noch deutlich zur Normalkraft des Gesamtleitwerks bei (siehe Bild).

Zur Reduzierung des Widerstands ist man bestrebt, möglichst dünne Gittergeometrien einzusetzen. Bei einigen Konfigurationen wurden starke Verformungen beobachtet, die zum Teil auch zur Beschädigung der Struktur führten.



Gitterflosse in Gegenwart des Rumpfes
Einfluß der Rollposition φ am Rumpf
Normalkraftbeiwert $-C_{zf}$ (α) bei Ma=3

Literatur

weiteres Vorgehen

Messung isolierter Gitterflügel im Überschall

Datum

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flugkörper / Rumpfe

Ansprechpartner: F.Ernesti

Institution: DaimlerChrysler Aerospace AG
LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH
Postfach 80 11 49
81663 München

Telefon: (089) 607-24367
Telefax: (089) 607-22461
e-mail: frank.ernesti
@otn.lfk.dasa.de

weitere Partner: Dr.P.Hennig, D.Nikolitsch

Thema: Aeromechanische Untersuchungen an Gitterflügeln
für Hochgeschwindigkeitsflugkörper

Ausgangssituation:

Die Anforderungen an die Steuerelemente von Hyperschall-Flugkörpern sind wegen der hohen aerodynamischen, thermischen und mechanischen Belastungen und der benötigten hohen Manövrierfähigkeit extrem. Gitterflügel zeigen nach bisherigen Erfahrungen gute globale Systemeigenschaften. Einer der Hauptvorteile ist das geringe Ruderscharniermoment.

Zielsetzung:

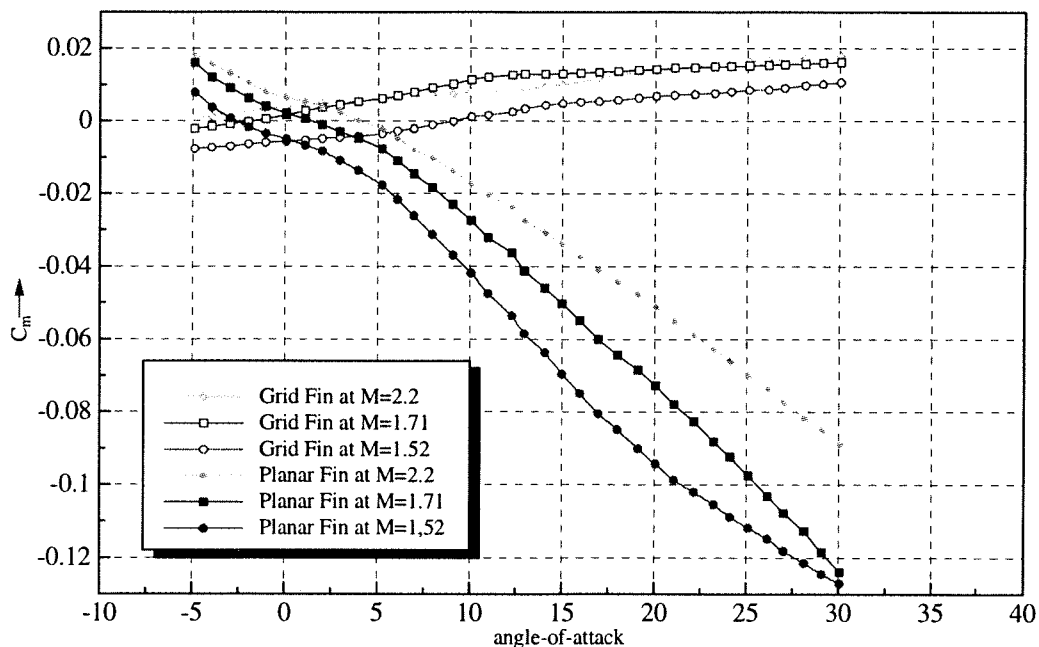
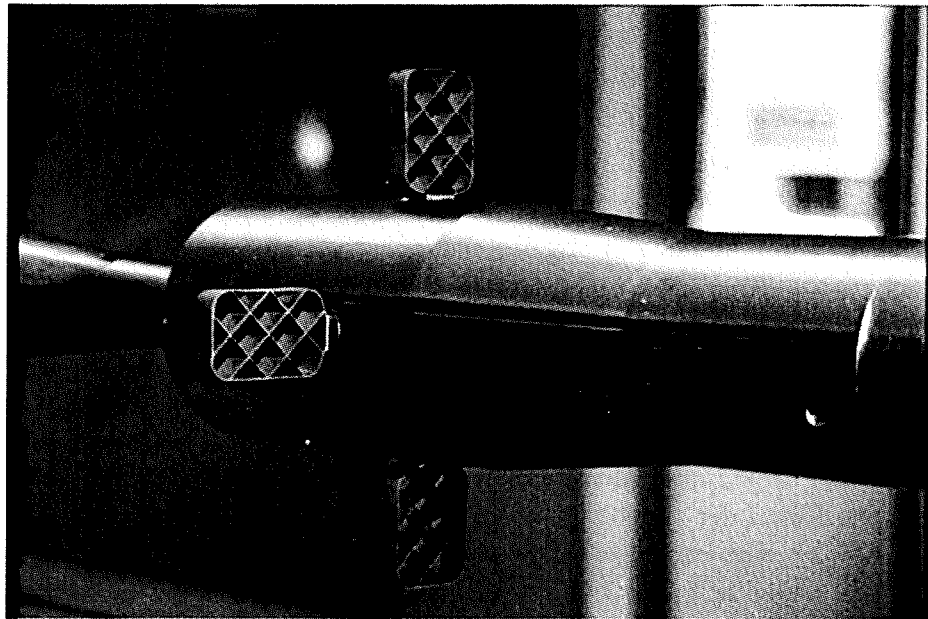
Um künftige Projektauslegungen von Flugkörpern mit Gitterflügeln fundiert vornehmen zu können, müssen im Vorfeld in Technologieuntersuchungen Auslegungswerkzeuge vorbereitet, Erfahrungen über die aeromechanischen Eigenschaften gewonnen und eine Beurteilungsfähigkeit zur Systembeurteilung erarbeitet werden. Hierzu sollten Systemauslegungen des gesamten aerodynamischen Steuersystems mit Gitterflügeln dienen, die mit einem konventionellen Steuersystem mit Planarflügeln verglichen werden sollten.

Lösungsweg:

In Auslegungsrechnungen mit semi-empirischen Verfahren wurden zunächst planare trapezförmige Steuerflächen in konventioneller Weise definiert. Die korrespondierenden Gitterflügel wurden – ausgehend von einer vorgewählten Gitterkonfiguration – so ausgelegt, daß die aerodynamische Leistung des Gesamtflugkörpers (repräsentiert durch die Normalkraft) identisch dem System mit Planarflügeln war. In Messungen an den Flügeln allein (TWG, DLR Göttingen) und am Gesamtflugkörper (TMK, DLR Köln) wurden die aerodynamischen Beiwerte überprüft. Aus der Analyse der Windkanalergebnisse wurden Folgerungen hinsichtlich der Systemaspekte gezogen (v.a. Strukturmechanik, Rudermaschine, Massenvergleich) und mit den entsprechenden Daten für die Planarflügelkonfiguration verglichen.

Ergebnis:

Die Analyse der Windkanalmessungen (Bild 1) bestätigte einerseits die Auslegungen mit Hilfe des semi-empirischen Verfahrens und zeigte andererseits besonders geringe Ruderscharniermomente. Der Vergleich weiterer Systemaspekte ergab vorteilhafte globale Eigenschaften der Gitterflügel.



Literatur:

Dasa – TN – VME12-F – 99 – 0009 (1999)

weiteres Vorgehen:

Mehrere Freiflugversuche einer Konfiguration mit Gitterflügeln sind mittelfristig geplant.

Datum: April 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper
Fachkreis Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. A. Leder, Dr. M. Brede
Institution: Institut für Maritime Systeme und Strömungstechnik,
Universität Rostock
Adresse: Albert-Einstein-Str. 2, **Telefon** 0381/498-3201
18054 Rostock **Telefax** 0381/498-3202
http://fms01.fms.uni-rostock.de/ism/ism_home.html
Weitere Partner: Prof. Dr. H. Eckelmann (Universität Göttingen)

Thema: Turbulenzentstehung in abgelösten, freien Scherschichten

Ausgangssituation: Das Entstehen von Turbulenz im Nachlauf stumpfer Körper ist eine der zentralen Fragen der Strömungsphysik. Als Modellfall wurde die Wirbelstraße hinter einem Kreiszylinder im Transitionsbereich ausgewählt. In Folge von Strömungsinstabilitäten entstehen im Nachlauf verschiedene sekundäre Wirbelstrukturen, die den Kármán-Wirbeln überlagert sind (siehe Abbildung). Dazu zählen insbesondere die Sekundärwirbel der A- und der B-Mode sowie die Kelvin-Helmholtz-Wirbel der abgelösten, freien Scherschicht. Kármán-Wirbel und sekundäre Wirbel bilden zusammen eine komplexe Wirbelstruktur. Der dreidimensionale Charakter der Wirbelstruktur trägt dabei wesentlich zum Übergang in die Turbulenz bei.

Ziel: Das Ziel der Untersuchungen ist es, die dreidimensionalen Wirbelfelder in der transitionellen Nachlaufströmung bei Reynoldszahlen zwischen 10^3 und $3 \cdot 10^5$ zu beschreiben und den Beitrag der sekundären Wirbel zur Entstehung von Turbulenz zu bestimmen.

Lösungsweg: Der Zylindernachlauf wird im transitionellen Reynolds-Zahlen-Bereich ($Re > 10^3$) experimentell untersucht. Dazu werden in der Rundlaufkanal des Lehrstuhls für Strömungsmechanik an der Universität Rostock mit Hilfe eines Drei-Komponenten Laser-Doppler-Anemometers phasengemittelte Geschwindigkeitsfelder sowie turbulente Schubspannungen im Nachlauf bestimmt. Ferner können die Ablösefrequenzen der verschiedenen Wirbelstrukturen im Windkanal durch Hitzdrahtanemometrie ermittelt werden.

Ergebnis: Die Turbulenzentstehung hinter stumpfen Körpern wird am Beispiel des Zylindernachlaufs experimentell untersucht. Im Rahmen dieser Untersuchung können charakteristische Größen der Turbulenz und das Frequenzverhalten der sekundären Wirbelstrukturen im Zylindernachlauf bestimmt werden. Die Ergebnisse sollen Aufschluß darüber geben, welche Instabilitäten an der Entstehung der dreidimensionalen Wirbelstrukturen im Nachlauf beteiligt sind und welchen Beitrag die Wirbelstrukturen zur Turbulenzenstehung leisten. Dabei sollen auch die Möglichkeiten der Einflußnahme auf die Turbulenzenstehung geprüft werden. Die experimentell bestimmten Daten dienen ferner als Grundlage für weiterführende numerische Untersuchungen, die an der Technischen Universität Berlin durchgeführt werden.

Weiteres Vorgehen: Die räumlich hochauflösenden experimentellen Untersuchungen des Zylindernachlaufs werden am Windkanal und im Rundlaufkanal des Lehrstuhls Strömungsmechanik durchgeführt.

AG STAB

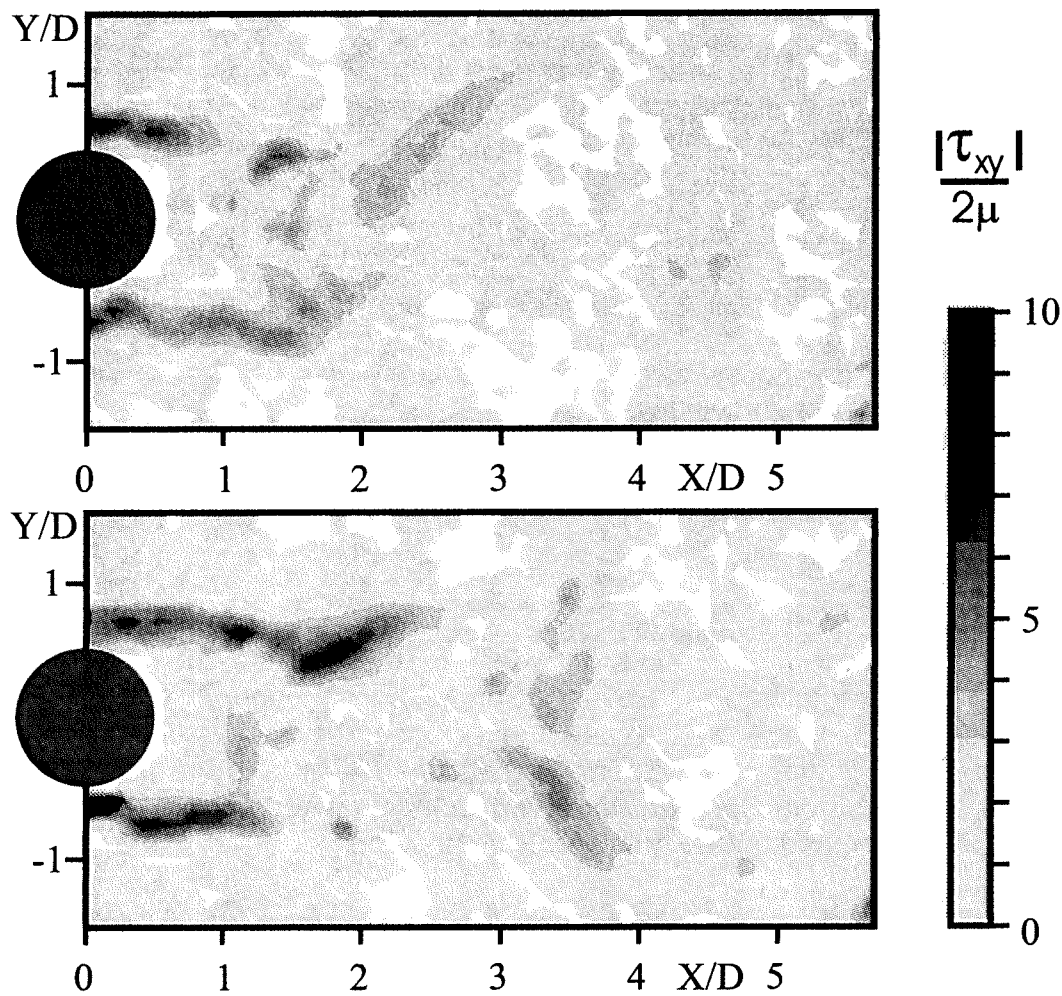


Abb.: Betrag der experimentell bestimmten Schubspannung $\tau_{xy}/2\mu$ im Zylindernachlauf für zwei Reynoldszahlen. Oben: Bei $Re = 450$ sind die ablösenden instabilen Scherschichten am erhöhten Wert der Schubspannung zu erkennen. Unten: Bei $Re = 500$ ist bereits die periodische Instabilität der freien Scherschichten erkennbar.

Literatur:

- [1] A. Leder, 'Dynamics of fluid mixing in separated flows,' *Phys. Fluids A* **3**, 1741–1748 (1991)
- [2] M. Brede, H. Eckelmann und D. Rockwell, "On secondary vortices in the cylinder wake," *Phys. Fluids* **8**, 2117–2124 (1996)
- [3] S. Balachandar, R. Mittal und F. M. Najjar, "Properties of the mean recirculation region in the wakes of two-dimensional bluff bodies," *J. Fluid Mech.* **351**, 167–199 (1997)
- [4] H.-Q. Zhang, U. Fey, B.R. Noack, M. König & H. Eckelmann, "On the transition of the cylinder wake," *Phys. Fluids* **7**, 779–795 (1995)
- [5] U. Fey, M. König und H. Eckelmann, "A new Strouhal-reynolds-number relationship for the circular cylinder in the range $47 < Re < 2 \cdot 10^5$," *Phys. Fluids* **10**, 1547–1549 (1998)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. A. Leder, Dipl.-Ing. G. Pokriefke		
Institution	Institut für Maritime Systeme und Strömungstechnik Lehrstuhl für Strömungsmechanik		
Adresse	Universität Rostock Albert - Einstein - Straße 2 18051 Rostock http://fms01.fms.uni-rostock.de/ism/lsm_home.html	Telefon Telefax	0318/498-3195 0318/498-3202
weitere Partner	Institut für Sportwissenschaften der Universität Rostock; Olympiastützpunkt Mecklenburg-Vorpommern		
Thema	Hydrodynamische Untersuchungen zum Eintauchen im Turm- und Kunstspringen		

Ausgangssituation

Beim Turm- und Kunstspringen sind in der Eintauchphase des Sportlers häufig Sekundärspritzer zu beobachten. Sekundärspritzer entstehen in der Folge des Zusammenschlusses von Gasblasen unter der Wasseroberfläche. Der Aufstieg dieser großvolumigen Blasen führt zu einem erheblichen zweiten Aufspritzen an der Wasseroberfläche nachdem der Sportler bereits vollständig eingetaucht ist. Bei der Bewertung des Sprunges geben Sekundärspritzer Anlaß zu Punktabzügen.

Ziel

Der vorab erläuterte Sekundärspritzereffekt soll untersucht werden. Dazu ist der physikalische Mechanismus zur Bildung großvolumiger Gasblasen unter Wasser zu klären. Insbesondere sollen Druckmessungen die Frage klären, ob bei den im Wasserspringen auftretenden Geschwindigkeiten Kavitation möglich ist. Weiterhin sollen mit Hilfe von LDA-Geschwindigkeitsmessungen die Stellen im Strömungsfeld des Körpers lokalisiert werden, an denen sich die Gasblasen bevorzugt ansammeln können. Es handelt sich hierbei um Gebiete mit abgelöster Strömung, da in diesen Gebieten die mittlere Strömungsgeschwindigkeit deutlich herabgesetzt ist bzw. Rückströmungen auftreten.

Lösungsweg

Der instationäre Zustand des Eintauchens wird in quasistationäre Zustände überführt. Es werden mehrere Bewegungsphasen eines mit Video aufgezeichneten Sprunges mit verkleinerten Modellen (Maßstab 1:5) untersucht.

Die Modelle werden im Kavitationskanal mit einer konstanten Geschwindigkeit angeströmt. Mit LDA-Messungen wird das sich um den Körper ausbildende Strömungsfeld in verschiedenen Meßebenen aufgenommen, um Lage und Größe der Ablösegebiete zu bestimmen.

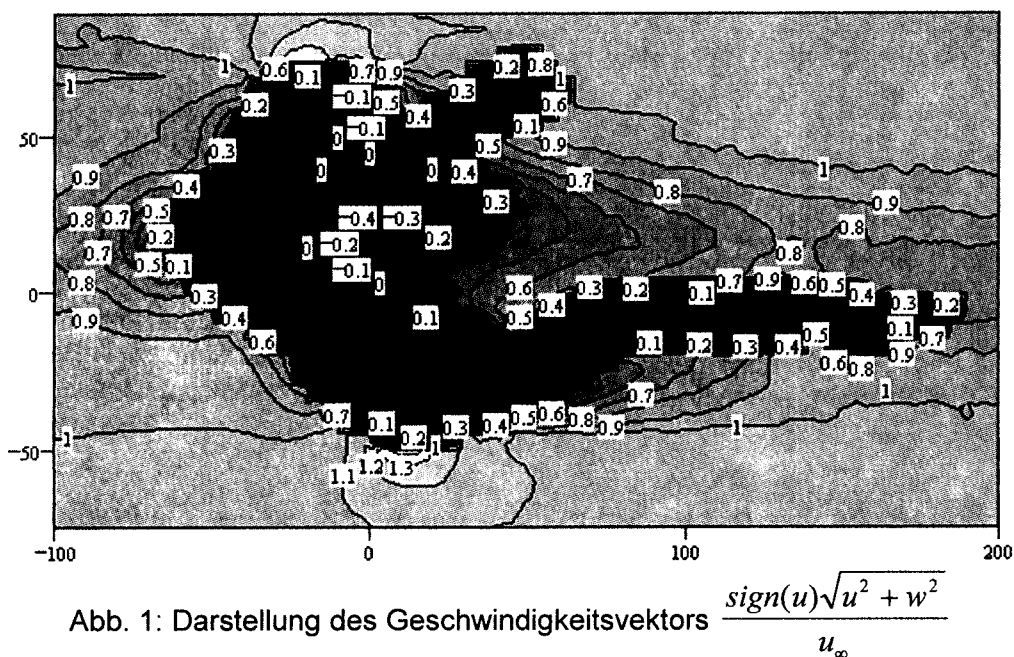
Die Modelle verfügen über 3 Druckbohrungen in ablösegefährdeten Gebieten. Der mittlere statische Druck wird bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten gemessen. Über den Druckbeiwert kann der am Modell gemessene Druck auf Druckverhältnisse bei anderen Geschwindigkeiten umgerechnet werden.

Ergebnis

Bisher wurde eine Bewegungsphase - 0,25s nach dem Aufprall des Körpers auf die Wasseroberfläche - mit einem Modell experimentell untersucht. Zu diesem Zeitpunkt vollführt der Sportler eine für die untersuchte Eintauchtechnik charakteristische Rollbewegung. Für dieses Modell wurden Geschwindigkeits- und Druckmessungen vorgenommen.

Die LDA-Geschwindigkeitsmessungen zeigen, daß Strömungsablösungen im Oberkörper- und Beckenbereich des Springers auftreten (siehe Abb. 1). Die bei der Körperumströmung auftretenden maximalen Übergeschwindigkeiten betragen das 1,5-fache der Anströmgeschwindigkeit.

Die Auswertung der Druckmessungen ergaben, daß für die untersuchte Bewegungsphase Kavitation bei einer lokalen Geschwindigkeit von 16-18m/s einsetzt. In der untersuchten, relativ späten Bewegungsphase ist die Körpergeschwindigkeit schon stark abgebremst. Kavitation kann als Ursache für die Gasblasenbildung unter Wasser somit ausgeschlossen werden.



Literatur

J. G. Brown, L. D. Abraham, J.J. Bertin: „Descriptive Analysis of the Rip Entry in Competitive Diving“, Research Quarterly for Exercise and Sport, Vol 55, No 2, pp 93-102, 1984

weiteres Vorgehen

Der gesamte Eintauchvorgang spielt sich innerhalb weniger Zehntelsekunden ab. Mit dem bisher experimentell untersuchten Modell wird eine relativ späte Phase im Bewegungsablauf dargestellt. Die Untersuchung zweier früherer Bewegungsphasen ist vorgesehen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper
Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. A. Leder, Dipl.-Ing. F. Richter

Institution Institut für Maritime Systeme und Strömungstechnik
Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse Universität Rostock
Albert - Einstein - Straße 2
18051 Rostock
http://fms01.fms.uni-rostock.de/ism/lsm_home.html

Telefon 0318/498-3195

Telefax 0318/498-3202

Thema Experimentelle Untersuchungen turbulenter Strömungsablösungen an
Kreiszyklindern unter dem Einfluß von Zentrifugalbeschleunigungen

Ausgangssituation

Genaue Kenntnisse über Strömungsvorgänge in Rezirkulationsgebieten bilden die Grundlage, um u.a. aktive Maßnahmen zur Widerstandsreduktion zu entwickeln. Bei beschleunigten Körperbewegungen – z.B. manövrierenden Schiffen, Flugzeugen oder Kraftfahrzeugen – sind die im Ablösegebiet sich ausbildenden charakteristischen Strömungsstrukturen noch weitgehend unbekannt.

Ziel

Ziel des Forschungsvorhabens ist es, die strömungsinduzierten Kräfte und die zugehörigen charakteristischen Strömungsstrukturen im Ablösegebiet und Nachlauf eines Kreiszyklinders unter dem Einfluß von Zentrifugalbeschleunigungen zu untersuchen. Die experimentellen Arbeiten werden im Bereich der kritischen Reynoldszahl ausgeführt, um Informationen über den Fall der laminaren sowie der turbulenten Grenzschichtablösung zu gewinnen.

Lösungsweg

Im Rundlaufkanal des Lehrstuhls für Strömungsmechanik wird ein mit einer Endscheibe versehener Kreiszyklinder $L/D=2$ mit verschiedenen Re -Zahlen $Re=2,0 \cdot 10^5 \dots 5,0 \cdot 10^5$ auf Kreisbahnen $R/D=12 \dots 16$ geschleppt. Die Mittelpunktssachse des Kreiszyklinders verläuft parallel zur Drehachse des Rundlaufkanals. Neben Messungen der Wanddruckverteilung werden die Geschwindigkeits- und Turbulenzstrukturen im Ablöse- und nahen Nachlaufbereich mit einer dreikanaligen Laser-Doppler-Schlepptankoptik vermessen.

Ergebnis

Die ersten Versuche zur Bestimmung der Druckverteilung auf dem Mantel des Kreiszyklinders zeigen deutliche Abhängigkeiten der Druckverläufe von dem Radius der Kreisbahnbewegung. Ein Teil der Meßergebnisse in Abb. 1 dargestellt. Über die Höhenkoordinate z sind charakteristische Veränderungen in der Druckverteilung zu erkennen. Bemerkenswert sind die durch die Zentrifugalkräfte hervorgerufenen asymmetrischen Druckverteilungen entlang der Zylinderoberfläche. Bei $Re=3,0 \cdot 10^5$ ergeben sich u. a. auf der Innenseite (positive Werte von α) eine unterkritische, auf der Außenseite (negative Werte von α) dagegen eine überkritische Druckverteilung.

weiteres Vorgehen

In weiteren Versuchen werden die Geschwindigkeits- und Turbulenzstrukturen im Ablöse- und nahe Nachlaufbereich mit Hilfe einer tauchbaren 3D-LDA-Schleppsonde bei ausgewählten Konfigurationen (Re ; R/D) vermessen, um weitere Erkenntnisse über physikalische Mechanismen bei Strömungsablösung zu erhalten.

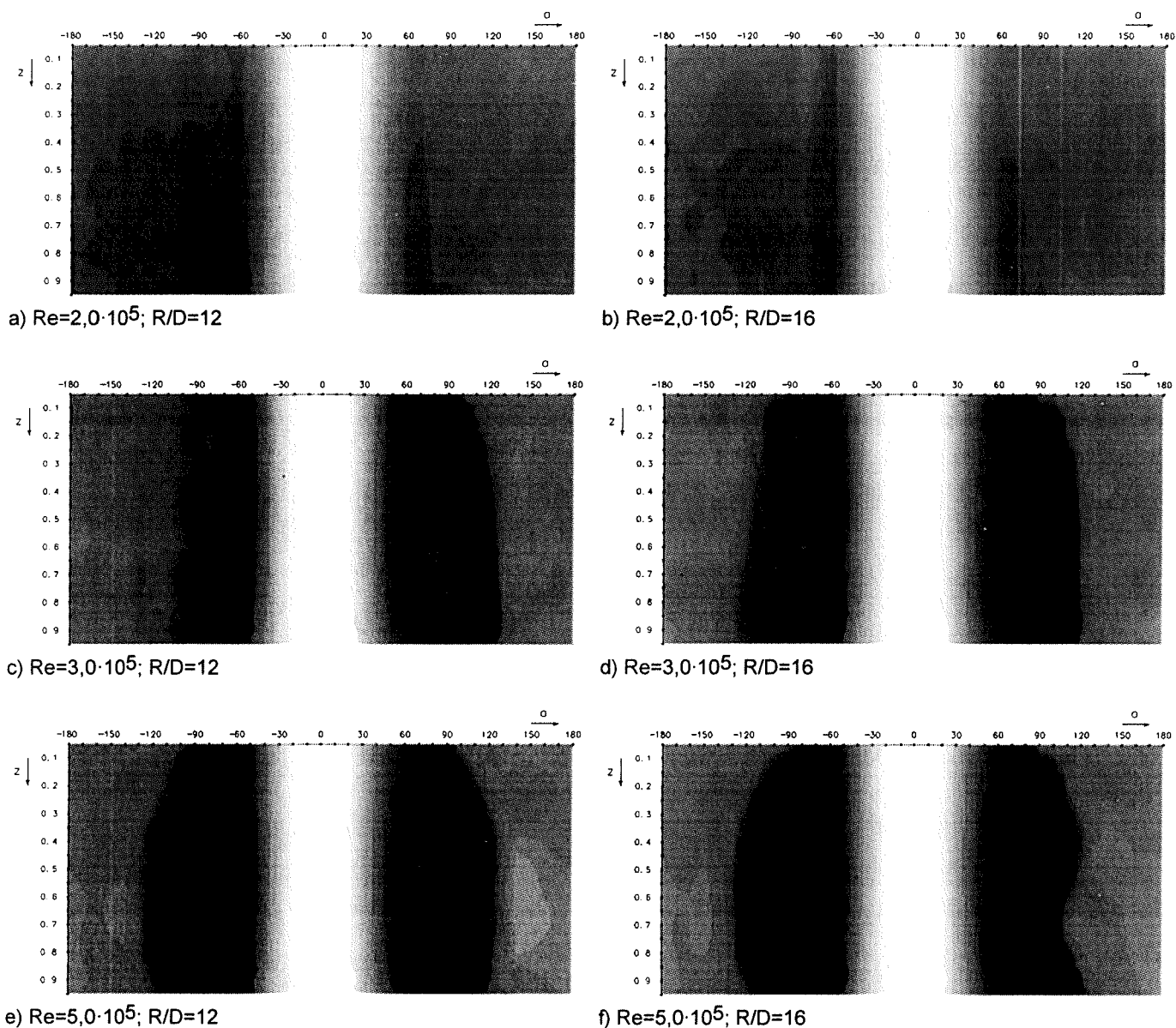


Abb. 1: Wanddruckverteilung am Kreiszylinder bei ausgewählten Re-Zahlen und Bahnradien

Literatur

- [1] Leder, Alfred; Abgelöste Strömungen: physikalische Grundlagen; Vieweg Verlag, Braunschweig, Wiesbaden, 1992
- [2] F. Richter; Projektarbeit: „Experimentelle Ermittlung des Strömungswiderstandes von Kreiszylindern im Reynoldsbereich von 10^4 bis 10^6 “; Universität Rostock, 1996.
- [3] F. Richter, A. Leder; Tauchbare LDA-Schleppsonde für hydrodynamische Untersuchungen; in „Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik 1998“; Shaker Verlag, Aachen, 1998.

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing., Dr. Math. Adriana NASTASE

Institution Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 52062 AACHEN

Telefon 0241/80-5438

weitere Partner Kand. Ing. Stephan BÜTTNER

Telefax 0241/8888-173

Thema

The Design and the Construction of a Fully - Optimized and Fully - Integrated, Shock - Free Katamaran Supersonic Transport Aircraft Model.

Ausgangssituation

The downwash w on the thin component and the downwashes w^* and w'^* on the wing and on the fuselage of the thick - symmetrical component of the integrated model are expressed in form of superpositions of homogeneous polynomials, i. e. :

$$\begin{aligned} w &= \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \tilde{w}_{m-k-1,k} |\tilde{y}|^k, & w^* &= \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \tilde{w}_{m-k-1,k}^* |\tilde{y}|^k, \\ w'^* &= \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \bar{w}_{m-k-1,k}^* |\tilde{y}|^k. \end{aligned} \quad (1-3)$$

Some own solutions of the boundary value problems for the determination of the axial disturbance velocities u and u^* , as in [1], [2], were used as start solutions for the optimization of the shape of the surface of the Katamaran model. The coefficients $\tilde{w}_{m-k-1,k}$, $\tilde{w}_{m-k-1,k}^*$, $\bar{w}_{m-k-1,k}^*$ and the similarity parameters $\nu = B\ell$ and $\bar{\nu} = Bc$ of the planform of the wing and of the fuselage are unknown. For $N=3$, they are the 29 free parameters which are determined by performing the optimization process. Here are $B = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, $\ell = \ell_1/h_1$, $c = c_1/h_1$ with: M_∞ the cruising Mach number, ℓ_1 the maximal half-span and h_1 the maximal depth of the wing and c_1 the maximal half-span of the fuselage zone. The strategy used is an own enlarged variational method with free boundary (the iterative optimum-optimum theory), as in [3], [4], which allows the global optimization and the evaluation of the friction influence.

Ziele

The shape of the Katamaran has the following advantages, compared to the non-integrated aircraft with a great central fuselage : a higher quotient L/D , no detachment, no shock along the junction line wing/fuselage, due to the integration of the fuselages, no leading edge vortices, at cruise and for a large range of Mach numbers and angles of attack.

Lösungsweg

The inviscid drag functional is: $C_d^{(i)} \equiv C_d + C_d^* = \min.$ and the auxiliary conditions are satisfied : the lift and pitching moment coefficients C_ℓ and C_m are given ; the Kutta condition on leading edges of the wing are fulfilled; the relative volumes of the wing and of the fuselage zone are given; the thickness distribution of the model along its leading and trailing edges cancels and the integration conditions along the junction line wing/fuselage, introduced by the author, as in [1], are satisfied.

Ergebnis

It results in the shape given in the (Fig. 1). The Katamaran has twin separated fuselages, almost all integrated inside the thickness of the gross wing, in the central fuselage zone. The resulting FC has a high stiffness, is more comfortable for the passengers, has enough place for the luggages, and allows a better possibility of rescue as from one huge fuselage with two vertical superposed levels. In order to increase the comfort of the passengers during the travel, the both fuselages converge and communicate each other in the frontal part and a comfortable common bar is waiting for passengers and crew...

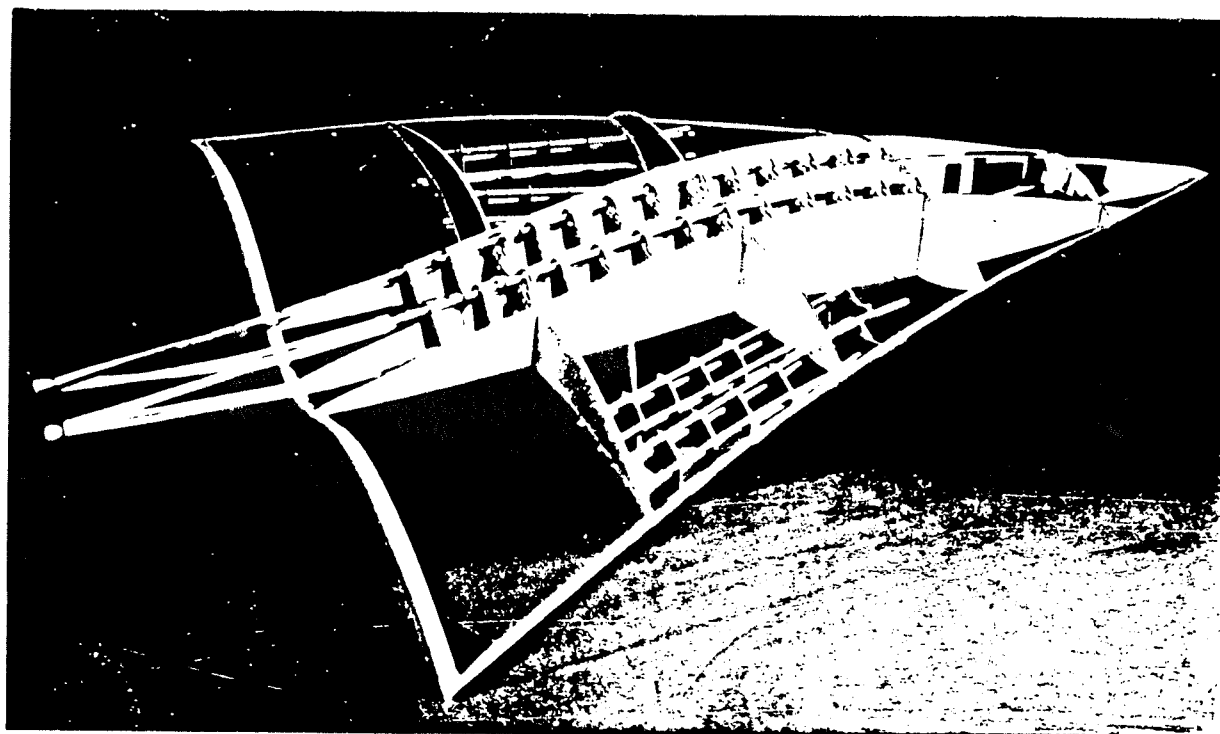


Fig. 1

Literatur

1. NASTASE, A.: Optimum-Optimorum Integrated Wing-Fuselage Configuration for Supersonic Transport Aircraft of Second Generation, Proc. of 15th ICAS Congress, London, UK, 1986.
2. NASTASE, A.: The Multidisciplinary and the Multipoint Design of the Flying Configurations, via Iterative Optimum-Optimorum Theory in Supersonic Flow, AIAA-96-4140-CP, Techn. Pap., 6th AIAA/NASA/ISSMO Sympos. on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1996/Bellevue, WA, USA.
3. NASTASE, A.: Design of a Shock-Free, Fully-Optimized, Fully-Integrated Shape of a Katamaran Supersonic Aircraft, AIAA-98-4875, Techn. Pap., Part 2, 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Sympos. on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1998/St. Louis, Missouri, USA.
4. NASTASE, A.: A New Spectral Method and Its Aerodynamic Applications, Proc. of the 7th Intern. Symposium on Computational Fluid Dynamics, Beijing, China, 1997.

Weiteres Vorgehen

The theoretical predictions must be checked and confirmed by experiments on fully-optimized and fully-integrated models Fadet I and Fadet II designed by the author, for $M_\infty = 2.2$ and $M_\infty = 4$.

10. Mai 1999

AGSTAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Rainer Alewelt

Institution: Universität Bremen
Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie
und Mikrogravitation

Adresse: Am Fallturm
28359 Bremen

Telefon: 0421 218 2154
FAX: 0421 218 2521
e-mail: rainer.alewelt@airbus.dasa.de

weitere Partner: Daimler-Benz Aerospace Airbus

Thema: Einfluß der Kammerstegbreiten auf den Effekt
der Hybridlaminarisierung durch Absaugung

Ausgangssituation:

Um die Strömung auf Flügeln, Leitwerken und Triebwerksgondeln möglichst lange im laminaren Zustand zu erhalten, werden bei der Hybridlaminarisierung durch Grenzschichtabsaugung im Vorderkantenbereich Störungen wirksam gedmpft. Um den Aufwand für die Absaugung zu minimieren und den unterschiedlichen Flugzuständen anzupassen, ist eine Variation der Absaugemenge in Tiefenrichtung erforderlich. Dies wird durch abgetrennte und einzeln einstellbare Kammern unterhalb des Absaugeblechs erreicht.

Die Stege zwischen den Kammern sollten dabei aus aerodynamischer Sicht möglichst schmal ausfallen, um die Gebiete ohne Absaugung klein zu halten. Dies führt zu einer aufwendigen Fertigung und aufwendigeren Struktur- und Absaugesystemkonzepten. Bild a) zeigt eine typische Absaugenase.

Ziel:

Stabilitätsrechnungen für variierte Kammerstegbreiten und Absaugemengen sollen den Einfluß der Kammerstegbreiten auf die Störungsanfachung zeigen. Insbesondere soll geklärt werden, ob großzügigere Kammerstegbreiten durch eine höhere Absaugemenge kompensiert werden können, um den Fertigungsaufwand zu reduzieren und einfachere Struktur- und Absaugesysteme zu ermöglichen.

Lösungsweg:

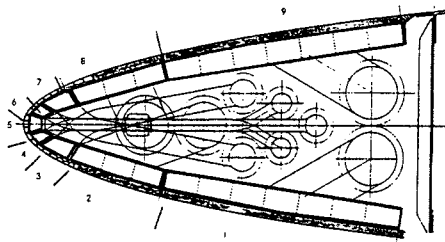
Die Absaugeschwindigkeit ist u.a. eine Funktion der Druckdifferenz zwischen der Absaugekammer und der Außenströmung. Dem Druckverlust bei der Blechdurchströmung wird mit

AG STAB

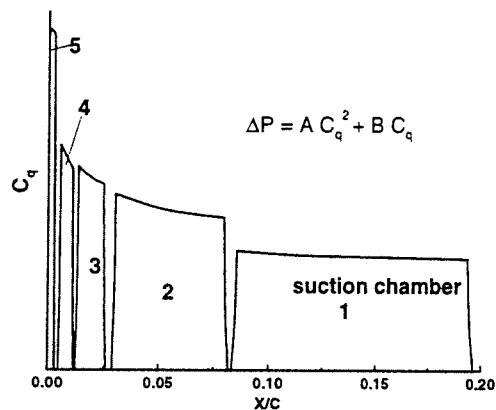
einem quadratischen Ansatz Rechnung getragen. In einem Pre-Processing Schritt werden die Kammergrenzen mit Stegen auf die Profilkontur projiziert. Aus den vorgegebenen mittleren Absauggeschwindigkeiten für jede Absaugekammer wird unter Berücksichtigung der Außendruckverteilung der tatsächliche Verlauf der Absauggeschwindigkeiten berechnet (Bild b). Um die Gradienten an den Kammergrenzen zu reduzieren und innerhalb der Grenzen der Grenzschichttheorie 1. Ordnung zu halten, werden an den Kammergrenzen die Geschwindigkeiten mittels einer Exponentialfunktion auf den Wert Null abgesenkt (Kammerende) bzw. auf den jeweiligen Absaugewert am Kammeranfang angehoben. Entlang der Stege wird die Absaugeschwindigkeit zu Null gesetzt.

Ergebnis:

Die Kammerstege insbesondere im nahen Vorderkantenbereich in den ersten Absaugekammern verursachen eine erhebliche Reduzierung der Störungsdämpfung. Dies kann jedoch meist durch eine stärkere Absaugung in den folgenden Absaugekammern kompensiert werden.



(a) Absaugenasenstruktur



(b) typische Verteilung der Absaugeschwindigkeiten bei Berücksichtigung der Außendruckverteilung

Literatur:

Conference Proceedings: 2nd European Forum on Laminar Flow Technology, 10.-12.6.1996, Bordeaux France

A. Gordner, M. Simen, S. Hein, A. Stolte, U. Dallman

Nichtlokale Instabilitätsanalyse kompressibler Seitenleitwerksumströmungen mit Absaugung
DLR-IB 223-96 A50, Göttingen 1996

weiteres Vorgehen:

Um zu einer gesicherten Aussage über den Einfluß der Kammerstegbreiten zu gelangen werden weitere systematische Untersuchungen durchgeführt. Weiterhin werden praxisrelevante Absaugekonfigurationen mit Ausfall einzelner Absaugekammern und lokales Ausströmen erforscht.

Datum: 5.06.98

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr. H. Bieler ⁺, R. Alewelt ^x

Institution: ⁺ Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
^x Universität Bremen, ZARM

Adresse:	D-28183 Bremen	Tel: 0421-538-3232
		Fax: -2910
		e-mail: h.bieler@airbus.dasa.de
	Am Fallturm	Tel: 0421-538-4481
	D-28359 Bremen	Fax: -2910
		e-mail: rainer.alewelt@airbus.dasa.de

weitere Partner: Teilnehmer des DFG-Schwerpunktprogrammes "Transition"

Thema: Einfluß von Randbedingungen der
Grenzschichtberechnung auf PSE Resultate

Ausgangssituation:

Die bisher bei DA im Rahmen der Laminartechnik angewandten Rechenverfahren beruhen auf der klassischen linearen Stabilitätstheorie. Die Verwendung nichtlokaler Verfahren erfordert neue Validierungen von Grenzschichtverfahren in Bezug auf Einflüsse von lokalen Änderungen auf PSE Resultate.

Ziel:

Mit der Verfügbarkeit der PSE Verfahren (Parabolized Stability Equations) ist eine physikalisch verbesserte Beschreibung der Anfachungsvorgänge in instabilen Grenzschichten möglich.

Lösungsweg:

Die Grenzschichtverfahren zur Lösung der kompressiblen Strömungen am gepfeilten Tragflügel und weitere Verfahren zur Lösung von Modellströmungen (z.B. Falkner-Skan-Cooke Gleichungen) wurden an die Erfordernisse eines PSE Verfahrens angepasst und getestet.

In Kooperation mit der Universität Bremen wurde die Grenzschichtströmung am schiebenden keil numerisch ermittelt. Der Schwerpunkt der rechnungen lag auf gezielten veränderungen der inneren und äußeren Randbedingung. Dies wird dadurch motiviert, daß in der industriellen Praxis sowohl die äußere (Druckverteilung) als auch die inneren Randbedingung (lokal große Änderungen der Absaugung an Stegen) Ursache großer stromab Gradienten sein kann.

Ergebnis:

Als Testfall wurde der reibungsfreien Geschwindigkeitsverteilung (Grenzschichttrand) eine 1% Welle aufgebracht. Dies wurde an einer willkürlich gewählten Position im linear instabilen Bereich vorgenommen. Die lineare PSE Analyse ergibt eine grössere Anfachungsrate im Vergleich mit der lokalen Theorie (klassische lineare Stabilitätstheorie). Dies deutet auf eine etwas grössere Sensitivität der PSE Methode auf stromab variierende Strömungseigenschaften hin.

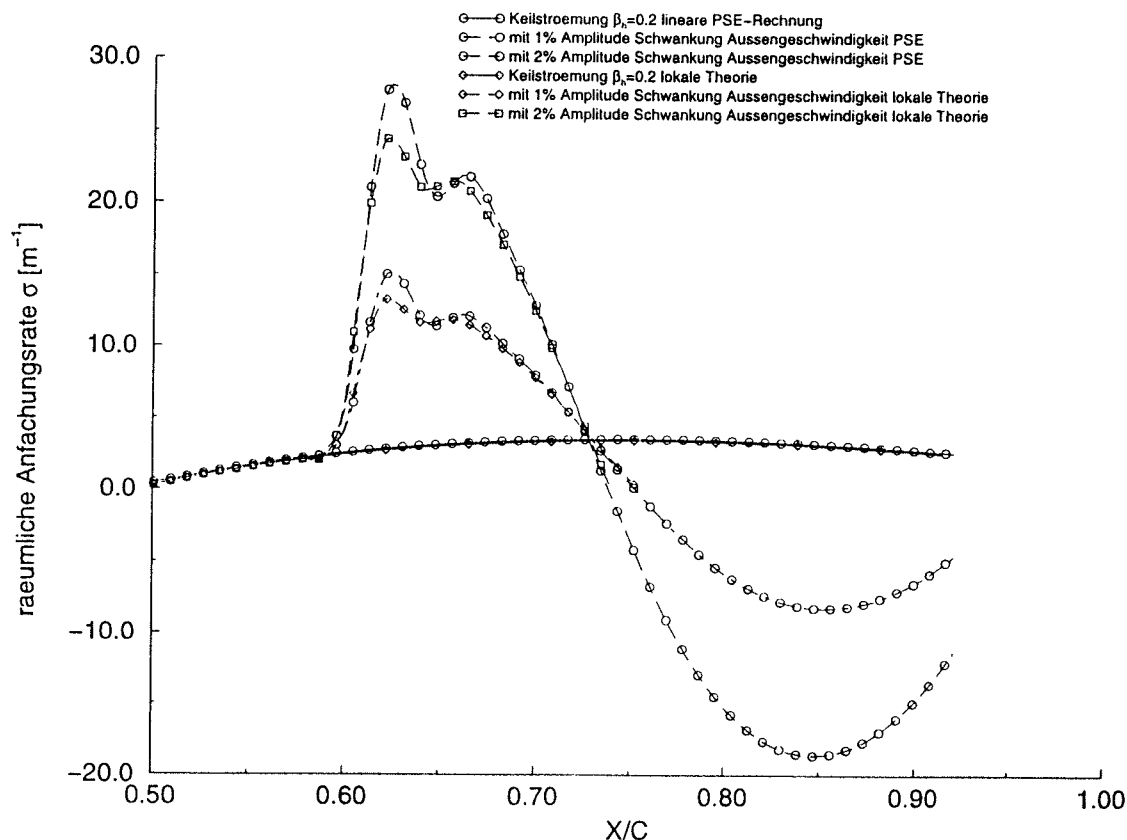


Fig: 1 Fall Falkner-Skan-Cooke Strömung: $\beta_H = 0.2$; $\varphi = 45$ Grad

Literatur:

1. Bode, V. Numerische Aspekte der laminaren, stationären inkompressiblen und unendlich schiebenden Grenzschichtströmung. Diplom-Arbeit ; Universität Bremen; 1998.
2. Alewelt, R. Industrial application of PSE codes in the field of HLFC technologies. paper at ECCOMAS 1998.
Bieler, H.
3. Alewelt, R. Test und Validierung des Programmpaketes COPS für lineare und nichtlineare PSE Rechnungen. ZARM Bericht (Universität Bremen) vom 17.12.97.

Datum: Bremen, den 09.6.98

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner H. Bippes

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2405
Telefax: 0551 709 2807
e-mail: hans.bippes@dlr.de

weitere Partner Daimler-Chrysler Aerospace AG, Bremen
Inst. für Strömungsmechanik des DLR (Theorie)

Thema Stabilisierung dreidimensionaler Grenzschichten durch Absaugung und Schwächung der Längswirbelentwicklung.

Ausgangssituation

Die wirksamste Methode die Strömung am gepfeilten Flügel großer Verkehrsflugzeuge laminar zu halten wird in der Grenzschichtabsaugung gesehen. Freiflugversuche und Windkanalexperimente haben nicht den erwarteten Erfolg gezeigt. Dabei erwies sich die Anlegelinie als das geringere Problem. Bezüglich der Dämpfung der Querströmungsinstabilität blieben offene Fragen.

Ziel

Die theoretische Vorhersage der Stabilisierung der Querströmungsinstabilität geht von homogener Absaugung aus. In der Anwendung wird die Absaugung aus technischen Gründen aber nur diskret verteilt sein können. Begrenzungen in der Fertigungsgenauigkeit von Absaugeroberflächen werden zu weiteren Abweichungen führen. Der Einfluß der realen Verteilung der Absaugung ist theoretisch nur sehr schwer zu erfassen. Experimente sollen die Optimierung der Absaugung bezüglich weitestgehender Ausschöpfung des Stabilisierungspotentials ermöglichen.

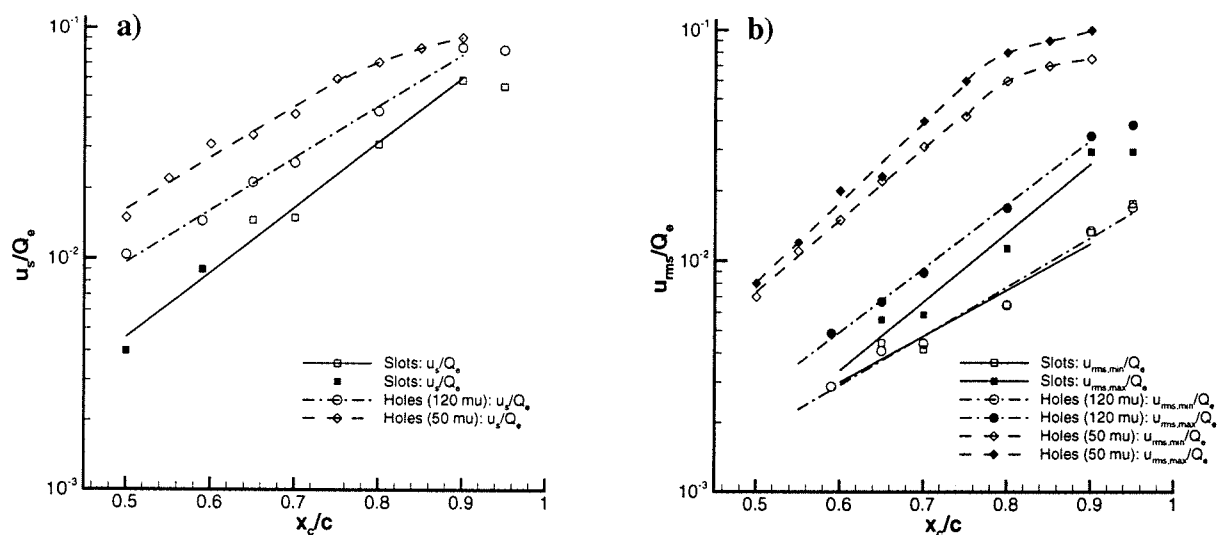
Lösungsweg

Die Schwierigkeit zu verstehen, warum bei der Laminarhaltung transsonischer Strömung am gepfeilten Flügel der theoretisch vorausgesagte Erfolg bisher nicht erreicht werden konnte, sind im wesentlichen in der Komplexität des Stabilitätsproblems im Anlegelinienbereich zu sehen. Bei den Reynoldszahlen großer Verkehrsflugzeuge wirken dort Anlegelinien- und Querströmungsinstabilitäten gleichzeitig. Insbesondere weil Anlegelinieninstabilitäten weitgehend unverstanden sind, sind Experimente unter solchen Bedingungen nur schwer zu interpretieren. Um dieser Zwangslage zu entgehen und um zu eindeutigen Aussagen über die Wirkung von Absaugung in Abhängigkeit von der Absaugetechnik zu kommen, aus denen sich Verbesserungsmöglichkeiten erkennen lassen, wurde das Experiment so ausgelegt, daß der Anlegelinienbereich stabil ist. Damit ist allein die Querströmungsinstabilität wirksam, d. h. das Problem der Anlegelinie wird zunächst ausgeklammert bzw. auf andere Weise gelöst. Die Experimente wurden deshalb an einer schiebenden Platte mit von außen aufgeprägtem Druckgradienten durchgeführt. An diesem Modell ist das Problem von Stabilität und Transition der Theorie weitgehend zugänglich. Dies zeigten Experimente an der polierten Oberfläche ohne Absaugereinheit und detaillierte Vergleiche mit DNS- und PSE-Rechnungen. Damit ist auch die Möglichkeit gegeben, durch Vergleiche mit der Theorie die Wirksamkeit der gewählten Absaugetechnik zu beurteilen. Darüber hinaus soll versucht werden, durch Vergleiche mit Rechnungen, die die realen Absaugeverhältnisse simulieren, Verbesserungsmöglichkeiten bezüglich der Bemessung und geometrischen Anordnung von Absaugebohrungen und Schlitzen erkennbar zu machen. Zur experimentellen Überprüfung wurde das Modell mit einer austauschbaren Absaugereinheit ausgestattet.

AG STAB

Ergebnis

Untersucht wurde die räumliche Entwicklung der Querströmungsinstabilität an drei verschiedenen Absaugekonfigurationen. Neben zwei Absaugeeinheiten mit perforierten Lochblechen, die sich im Lochdurchmesser unterscheiden (50 μm , 120 μm), kam eine Einheit mit spannweiten Schlitz (100 μm Breite) zum Einsatz. Alle Konfigurationen wiesen dieselbe Porosität auf. Es zeigte sich, daß eine Vergrößerung der Löcher zu einer deutlichen Verringerung der stationären als auch instationären Störungen führt (siehe Abbildung). Das Absaugeblech mit den großen Löchern zeichnet sich durch eine wesentlich homogenere Verteilung der Absaugegeschwindigkeit aus. Trotzdem liegen die Störungsamplituden besonders der stationären Wirbel noch deutlich höher, als bei Experimenten mit einer glatt polierten Oberfläche, also ohne Absaugeinsatz. Eine weitere Verbesserung konnte durch eine Absaugung mittels spannweitischer Schlitz erreicht werden, die im Rahmen der Fertigungsgenauigkeit eine zweidimensionale Störung darstellen. Dies ist im Einklang mit früheren Versuchen, bei denen im Nasenbereich aufgetragene dreidimensionale Rauigkeiten im Vergleich mit zweidimensionalen eine deutlich stärkere Anfachung gerade der stationären Querströmungsmoden bewirkte.



Räumliches Störungswachstum von stationären (a) und instationären (b) Querströmungsmoden bei Absaugung durch 50 μm Lochblech, 120 μm Lochblech und spannweite Schlitz (100 μm Breite) am Modell der schiebenden Platte bei $Q_\infty = 19 \text{ m/s}$ und $c_q = 0.1\%$.

Literatur

- H. Bippes, M. Wiegel, F. P. Bertolotti (1998): Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls, Proc. IUTAM Symposium FLOWCON, Göttingen, 7.-11. 9.1998.
- C. Abegg, H. Bippes, F. P. Bertolotti (1998): On the application of suction for the stabilization of crossflow instability over perforated walls, Notes on Numerical Fluid Dynamics, 11.STAB/DGLR Symposium, Berlin, Nov. 10.-12. 11. 1998.

Weiteres Vorgehen

Nachdem es sich gezeigt hat, daß Ungleichförmigkeiten in der Absaugegeschwindigkeit besonders im Nasenbereich des Modells zu starker Anregung von Querströmungsinstabilität führen und die dämpfende Wirkung der Absaugung stark vermindern, ist das Hauptaugenmerk der weiteren Experimente auf die Verbesserung der Absaugetechnik im Sinne einer Vergleichmäßigung der Absaugegeschwindigkeit gelegt. Insbesondere sollen enger tolerierte Absaugeoberflächen und Schlitzabsaugungen getestet werden. Daneben wird versucht durch geeignete Anordnung der Absaugebohrungen der Längswirbelentwicklung entgegenzuwirken.

Datum: 5. 3. 99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis

Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. G. Bonfigli, Dr.-Ing. M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3430

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner beim DLR-Göttingen

Thema **Direkte Numerische Simulation der Umschlagvorgänge in der 3D-Grenzschicht des DLR-Querströmungsprinzipexperimentes**

Ausgangssituation Die Untersuchung der nichtlinearen Stadien des querströmungsinduzierten (QS-induzierten) Umschlags in dreidimensionalen Grenzschichten stellt ein aktuelles Thema der Transitionsforschung dar. Erst in den letzten Jahren konnten im Rahmen des QS-Prinzipexperimentes des DLR-Göttingen quantitative Daten bereitgestellt werden (siehe [1]). Diese deuten auf eine starke Wechselwirkung zwischen stationären und instationären Störmoden und auf einen raschen, räumlich genau lokalisierten Zusammenbruch, der von sekundären hochfrequenten Instabilitäten ausgelöst wird.

Die Entwicklung zuverlässiger numerischer Verfahren zur direkten räumlichen Simulation (räumliche DNS) der asymmetrischen 3D-Strömung wurde parallel vorangetrieben, blieb aber bis zu den neusten Entwicklungen auf die Untersuchung der frühen Stadien der Transition beschränkt.

Ziel Mit Hilfe von räumlichen DNS sollen die späten Stadien der QS-induzierten Transition untersucht werden, und die Ergebnisse mit dem Experiment verglichen werden. Es soll geklärt werden, in wie weit die Eigenschaften des laminaren Zusammenbruchs von den Anfangsstörungen beeinflusst werden (dominante stationäre oder instationäre Mode). Ziel ist sowohl die Untersuchung der physikalischen Phänomene als auch die Weiterentwicklung des numerischen Verfahrens zur DNS frühturbulenter 3D-Grenzschichten.

Lösungsweg Zunächst wurde die Formulierung des DNS-Verfahrens, besonders hinsichtlich der Ausströmzone modifiziert, um numerisch langzeitstabile Simulationen der asymmetrischen 3D-Strömung zu ermöglichen. Dies erlaubte, die Simulation zeitlich unbeschränkt fortzusetzen und damit in einem entsprechenden Stromabbereich den zeitlich periodischen Zustand, der den zeitlich harmonischen Störungen zugehört, zu erreichen.

Eine Parameterstudie wurde zur Untersuchung des Einflusses des anfänglichen Amplitudenverhältnisses zwischen dem angeregten QS-Wirbel und der QS-Welle durchgeführt. Dabei wurde die QS-Welle (Mode (1, 1)) in allen Simulationen mit der gleichen Amplitude angeregt, während die Störamplitude für den stationären Wirbel (Mode (0, 1)) systematisch geändert wurde. In Übereinstimmung mit dem Experiment ergaben sich deutlich verschiedene Transitionsentwicklungen in Abhängigkeit von der Dominanz des QS-Wirbels oder der QS-Welle.

Ein QS-Wirbel-dominierte Fall wurde mit hoher Auflösung simuliert. Das Integrationsgebiet war dabei so ausgelegt, daß die räumliche Entwicklung der Störungen bis zum Zusammenbruch verfolgt werden konnte.

Ergebnis

Die Abbildungen zeigen den Amplitudenverlauf der fundamentalen Moden aus Simulationen eines wellendominierten (A) und eines wirbeldominierten Falls (B). In beiden Fälle dominiert die Mode, die als erste eine Schwellenamplitude von ungefähr 2-3% der äußeren Geschwindigkeit erreicht. Das Wachstum der zweiten angeregten Mode wird dagegen deutlich vermindert. Im Sättigungsbereich des wirbeldominierten Fall (B) gleichen sich die Amplituden der angeregten Mode (1,1) und der generierten Mode (1,-1) an. Die Überlagerung der zwei entgegenlaufenden Wellen resultiert in einer auch experimentell beobachteten Verzögerung der Wellenbewegung in spannweitischer Richtung kurz vor dem Zusammenbruch.

Erste Ergebnisse aus der hoch aufgelösten Simulation zeigen einen explosiv ablaufenden Zusammenbruch unter Beteiligung höherer Störfrequenzen. Die Lokalisierung der räumlich abgegrenzten hochfrequenten Instabilitäten stimmt mit den experimentellen Daten überein. Durch den explosiven Zusammenbruch wächst die Grenzschichtdicke schlagartig an. Eine stromabschwimmende Struktur, die einer Hälfte eines Λ -Wirbels ähnelt, konnte identifiziert werden [2].

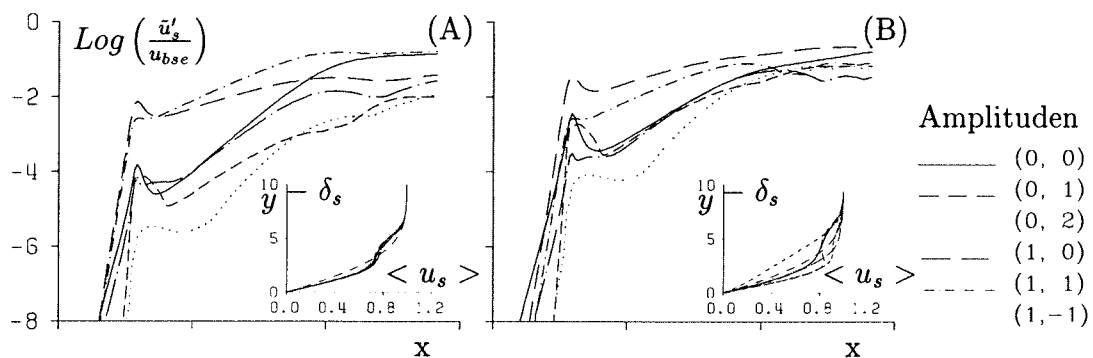


Bild: Amplitudenverlauf der wichtigsten Moden aus der Simulation eines wellendominierten (A) und eines wirbeldominierten Fall (B). Die entsprechenden normierten zeitgemittelten Profile für verschiedenen spannweiten Positionen und für eine Stromabposition am Anfang des Sättigungsbereichs sind in den Insert-Bildern dargestellt. Modenbezeichnung: (h, k) , h -Vielfache der Grundfrequenz, k -Vielfache der Grundquerwellenzahl.

Literatur

- [1] Bippes, H.; Lerche T. (1997): Transition Prediction in Three-Dimensional Boundary-Layer Flows Unstable to Crossflow Instability. *AIAA-Paper*, 97-1906.
- [2] Bonfigli, G.; Kloker, M. (1999): Spatial Navier-Stokes Simulation of Crossflow-Induced Transition in a 3-d Boundary Layer. In: Nitsche, W.; Hilbig, R. (eds.): *New Results in Numerical and Experimental Fluid Dynamics*. Notes on Numerical Fluid Mechanics, 11. STAB/DGLR-Symposium, Berlin, Nov. 10-12, 1998, Vieweg-Verlag.

weiteres Vorgehen

Obwohl die numerische Vorgehensweise für die Simulation der linearen und frühen nichtlinearen Stadien weitgehend validiert wurde, soll als nächstes die Abhängigkeit zwischen Lösung und Diskretisierung für die späten Stadien der Transition ermittelt werden. Ziel ist die Durchführung sicher vollständig aufgelöster Simulationen des Zusammenbruchs.

Die Vorgehensweise, nach der das Integrationsgebiet durch Stromabverschiebung des Einströmrandes verkürzt werden kann, soll auch für 3D Grenzschichten eingeführt werden. Dies erlaubt Speicherplatzersparnisse, die als Voraussetzung für eine weitere Verfeinerung der Diskretisierung gelten.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung und Transition
Fachkreis:
Ansprechpartner: Guido Dietz
Stefan Mählmann
Institution: RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut
Adresse: Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 **Telefon:** (0241)-80 5426
52062 Aachen **Telefax:** (0241)-8888 257
e-mail: guido.dietz@aia.rwth-aachen.de
stefan.maehlmann@aia.rwth-aachen.de
weitere Partner: Stefan Hein, Dr. Uwe Dallmann, DLR Göttingen, Institut für Strömungsmechanik
Thema: Grenz- und Entropieschichtinstabilitäten an einer stumpfen ebenen Platte in Überschallströmung

Ausgangssituation:

Um die Wärmelasten an der Oberfläche einer Über-/Hyperschall Flugkonfiguration unterhalb zulässiger Materialgrenzen zu halten, sind deren Anströmkanten stumpf ausgebildet. Stumpfe Körper erzeugen einen abgelösten Verdichtungsstoß. Durch die Stoßkrümmung entsteht eine Entropieschicht, die stromab in die anwachsende Grenzschicht übergeht. Diese Entropieschicht beeinflusst die Lage des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlages [2, 3, 4]. So ist die Transitionslage bei geringen Nasenradien gegenüber Konfigurationen mit spitzen Vorderkanten stromab verschoben. Wird der Nasenradius erhöht, wandert die Transitionslage ab einem kritischen Wert stromauf. Die Mechanismen, die zu dieser Transitionsumkehr führen, sind bisher weitgehend ungeklärt.

Ziel:

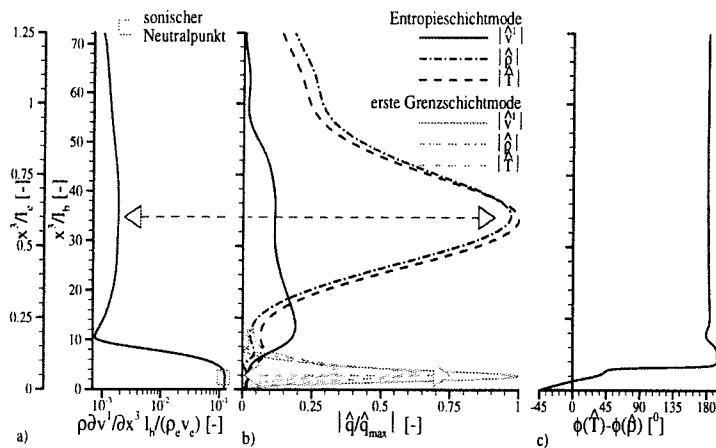
Die Auswirkung der Entropieschicht auf die Stabilität der wandnahen Strömung stromab der Schulter einer ebenen Platte mit halbkreisförmiger Vorderkante der Radien 0.3 mm, 1.0 mm, 2.5 mm, 17.8 mm sollte bei MACH-Zahlen $2.0 \leq Ma_\infty \leq 2.5$, $6.5 \cdot 10^6/\text{m} \leq Re_\infty/l^* \leq 11.8 \cdot 10^6/\text{m}$ und den Anstellwinkeln $0^\circ, 3.7^\circ, 7^\circ$ in einer numerischen und experimentellen Studie untersucht werden.

Lösungsweg:

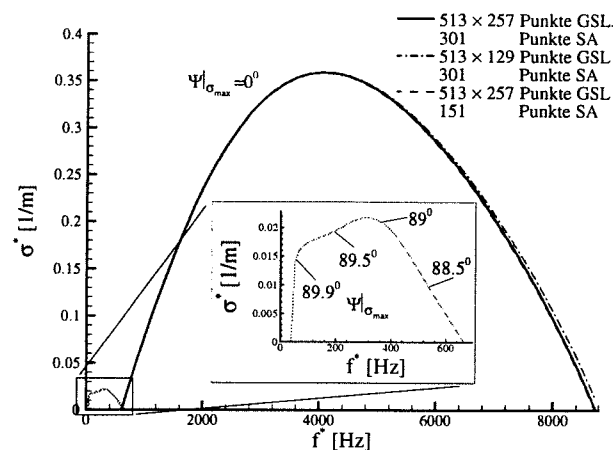
Die laminare Grundströmung wurde auf Basis der NAVIER-STOKES Gleichungen simuliert. Das numerische Verfahren diskretisiert die advektiven Terme nach der Advection Upwind Splitting Method AUSMDV. Für die Integration des Anfangswertproblems in der Zeit wurde ein explizites, fünfstufiges RUNGE-KUTTA Verfahren verwendet. Die räumliche und zeitliche Diskretisierung sind formal von zweiter Ordnung genau. Die Stabilitätsanalysen wurden mit dem DLR Verfahren NOLOT [1] nach der linearen Theorie in lokaler, paralleler und nichtlokaler, nichtparalleler Formulierung der Stabilitätsgleichungen durchgeführt. Die Ergebnisse dieses numerischen Teils der Untersuchung wurden in Instabilitätsexperimenten im Trisonischen Windkanal des Aerodynamischen Institutes validiert.

Ergebnisse:

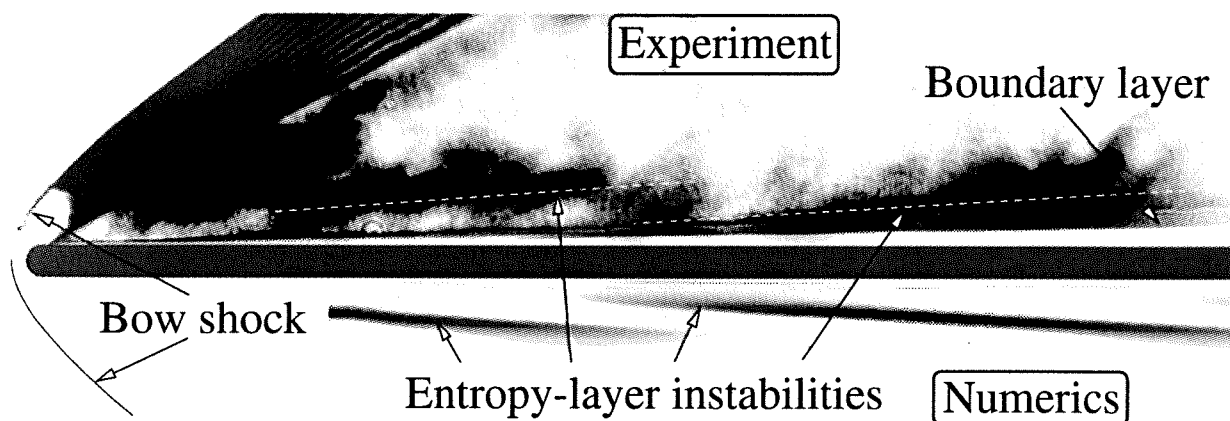
In den linearen Analysen wurden zwei Arten von Instabilitäten aufgefunden: Neben ersten Grenzschichtmoden treten Strömungsinstabilitäten in der Entropieschicht auf. Ist die Grenzschichtdicke im Vergleich zum wandnormalen Abstand eines verallgemeinerten Wendepunktes in der Entropieschicht gering, weist die Grenzschicht ähnliche Eigenschaften auf, wie die an einer scharfkantigen ebenen Platte, die bei geringerer MACH-Zahl und REYNOLDS-Zahl angeströmt wird. In der Entropieschicht wurden zwei Instabilitätsmoden gefunden, deren maximale Schwankungsamplituden in der Dichte und in der Temperatur bei dem Wandabstand des verallgemeinerten Wendepunktes in der Entropieschicht auftreten. Die Anfachungsraten der am stärksten angefachten Entropieschichtmode liegen in den untersuchten Fällen deutlich unter denen der ersten Grenzschichtmode und sinken mit anwachsender Grenzschicht an der Stelle auf null, an der der wandnormale Abstand des verallgemeinerten Wendepunktes mit dem Grenzschichtrand zusammenfällt. Nahe dieser Position ist die ersten Grenzschichtmode geringer angefacht als an einer scharfkantigen ebenen Platte, die gleiche Werte der Erhaltungsgrößen am Grenzschichtrand und die gleiche Grenzschichtdicke besitzt. Denn dort sind die wandnormalen Geschwindigkeits- und Temperaturgradienten am Grenzschichtrand maximal und stabilisieren die erste Grenzschichtmode. Stromab nehmen die Gradienten und damit ihre stabilisierende Wirkung ab.



a) Verteilung des normierten Terms $\rho \partial v^1 / \partial x^3$; b) Amplitudenverteilung der Eigenfunktionen $|\hat{v}^1|$, $|\hat{\rho}|$, $|\hat{T}|$ einer Entropieschichtinstabilität (dicke, schwarze Linien), verglichen mit denen der ersten Grenzschichtmode (dünne, graue Linien); c) Phasendifferenz $\Delta\phi$ zwischen den Eigenfunktionen von Temperatur und Dichte der Entropieschichtinstabilität.



Räumliche Anfachungsraten σ^* zweier Entropieschichtinstabilitäten, aufgetragen über der Frequenz f^* für die stumpfe ebene Platte; Vergleich von Ergebnissen aus Stabilitätsanalysen (SA) auf Gittern mit 151 und 301 Punkten, die von numerischen Grundströmungslösungen (GSL) auf Gittern mit 129 und 257 Punkten in wandnormaler Richtung x^3 durchgeführt wurden.



Visualisierung der wandnormalen Dichtegradienten in einem Schlierenbild (oben), verglichen mit den Gradienten aus der numerisch bestimmten Störströmung mit der Frequenz, bei der die Entropieschichtinstabilität die größten Anfachungsraten besitzt (unten).

Literatur

- [1] S. Hein, F.P. Bertolotti, M. Simen, A. Hanifi, and D. Henningson. Linear nonlocal instability analysis -the linear NOLOT code-. IB 223-94 A56, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1994.
- [2] M. M. S. Khan and E. Reshotko. Stability of the laminar boundary layer on a blunted plate in supersonic flow. FTAS/TR 79-142, Case Western Reserve University, 1980.
- [3] E. Reshotko and M. M. S. Khan. Stability of the laminar boundary layer on a blunted plate in supersonic flow. In *Laminar-Turbulent Transition, Symposium Stuttgart, Germany 1979*, Proc. IUTAM, pages 186–200, Berlin, Heidelberg, New York, 1980. IUTAM, Springer-Verlag.
- [4] K. F. Stetson, J. C. Donaldson, and L. G. Siler. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, Part 2: Blunt cone. Pap. 84-0006, AIAA, 1984.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2687 Telefax 0551 / 709-2404 e-mail Stefan.Hein@dlr.de
weitere Partner	alle Beteiligten an EUROTRANS, GARTEUR AG27 und DFG SPP Transition	

Thema

Identifizierung und Analyse von Transitionsszenarien in quasi-dreidimensionalen Grenzschichtströmungen am schiebenden Flügel. Instabilitäts- und Transitionsuntersuchungen mit NOLOT/PSE im Rahmen von EUROTRANS, GARTEUR AG27 und DFG SPP Transition.

Ausgangssituation

Bisherige Untersuchungen zur Instabilität von Grenzschichtströmungen an transsonischen Flügeln wurden meist mit klassischer lokaler Instabilitätstheorie durchgeführt. Unterschiedliche Strategien zur N-Faktor-Bestimmung wurden getestet. Einflüsse der Oberflächenkrümmung und der Kompressibilität auf das Instabilitätsverhalten wurden zum Teil berücksichtigt oder auch vernachlässigt. Der Einfluß des Grenzschichtwachstums blieb jedoch generell unberücksichtigt. Diese Untersuchungen haben klar die Möglichkeiten und Grenzen der e^N -Methode basierend auf lokaler linearer Instabilitätstheorie aufgezeigt. Unter anderem wurden die besten Korrelationen mit experimentellen Daten dann erzielt, wenn Oberflächen- und teilweise auch Kompressibilitätseffekte vernachlässigt wurden. Es ist jedoch bekannt, daß Oberflächenkrümmung und Kompressibilität einen wesentlichen Einfluß auf die Anfachungsraten von Störungen innerhalb der Grenzschicht haben.

Ziel

Gezeigt werden soll, daß sich bisherige Transitionsvorhersagemethoden, die auf klassischer lokaler Instabilitätstheorie aufgebaut waren, durch den Einsatz linearer nichtlokaler Verfahren verbessern lassen. Insbesondere soll jedoch durch den Einsatz nichtlinearer nichtlokaler Verfahren ein besseres Verständnis für die nichtlinearen Prozesse beim laminar-turbulenten Übergang von Flügelgrenzschichtströmungen erreicht werden. Ziel der nichtlinearen Untersuchungen ist zunächst die Identifikation von verschiedenen Transitionsszenarien und das Studium ihrer jeweiligen Sensitivität gegenüber Parameteränderungen. Längerfristig sollten sich aus dem besseren Verständnis heraus erfolgversprechende Ansatzpunkte zur gezielten Transitionsbeeinflussung und gegebenenfalls auch für eine vereinfachte und trotzdem verlässliche Transitionsvorhersage ergeben, die dann auch industriell einsetzbar wäre.

Lösungsweg

Der laminar-turbulente Umschlag quasi-dreidimensionaler Grenzschichtströmungen wird mit Hilfe linearer und nichtlinearer nichtlokaler Instabilitätstheorie für verschiedene Flügelkonfigurationen untersucht. Für viele dieser Testfälle liegen aus Windkanal- oder Freiflugversuchen Daten zur Transitionslage vor. Dadurch läßt sich jeweils der für die Anwendung der e^N -Methode benötigte Transitions-N-Faktor festlegen. Zum Teil stehen zusätzlich detaillierte Daten aus Hitzdrahtmessungen zur Verfügung, die Hinweise auf das im Experiment auftretende Transitionsszenario geben können. Die Ergebnisse nach linearer nichtlokaler Theorie werden mit entsprechenden Ergebnissen nach lokaler Theorie verglichen und liefern gleichzeitig Anhaltspunkte für die Auswahl vielversprechender Anfangsbedingungen in nichtlinearen Analysen. In EUROTRANS wird das nichtlokale Verfahren NOLOT/PSE zusätzlich auf hinreichende Robustheit gegenüber wackeligen Grundströmungsdaten getestet, wie sie bei industriellem Einsatz häufig auftreten.

Ergebnis

Die in EUROTRANS durchgeführten umfangreichen Parameterstudien haben gezeigt, daß sich im Vergleich zu lokal paralleler Instabilitätstheorie ohne Berücksichtigung der Oberflächenkrümmung

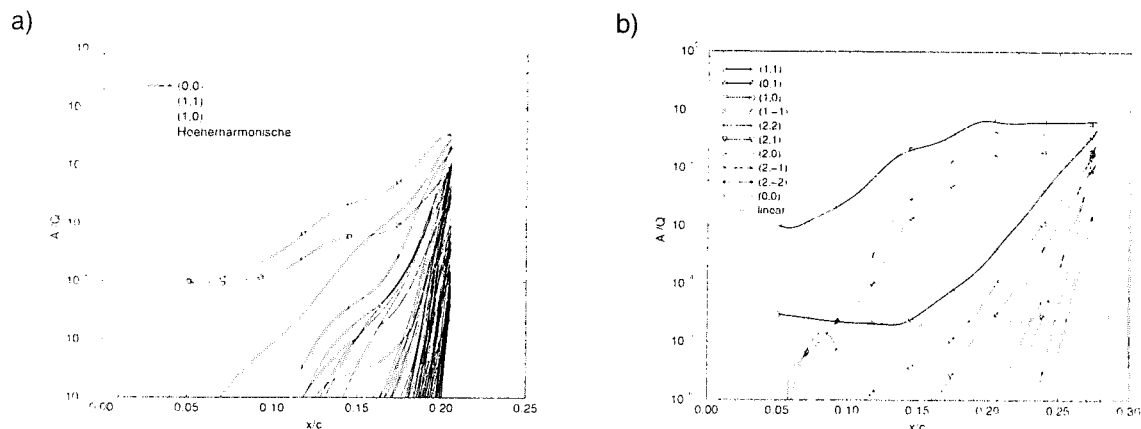


Abbildung 4: Nichtlineare nichtlokale Transitionsanalysen für einen Fokker 100 Flugversuch. Dargestellt ist die Amplitudenentwicklung A_u/Q_e in Abhängigkeit der Profiltiefe x/c .

a) Die Wechselwirkung zweier Tollmien-Schlichting-Wellen $(1,0)$, $(1,1)$ generiert nichtlinear höherharmonische Moden sowie eine nichtlineare Grundströmungsverformung $(0,0)$, welche ebenfalls anwachsen und schließlich zum laminar-turbulenten Umschlag führen.

b) Nichtlineare Wechselwirkung zwischen einer Tollmien-Schlichting-Instabilität $(1,1)$ und einem stationären Querströmungswirbel $(0,1)$.

nach nichtlokaler Theorie mit Oberflächenkrümmung meist etwas höhere Transitions-N-Faktoren ergeben. Die aus der Anwendung der e^N -Methode auf der Basis lokaler N-Faktoren bekannten Schwierigkeiten konnten jedoch nur teilweise beseitigt werden. So gibt es weiterhin Fälle, bei denen der laminar-turbulente Umschlag in einem Bereich erfolgt, der sich über die e^N -Methode nicht vorhersagen läßt.

Mit den bisherigen nichtlinearen Untersuchungen konnten verschiedene Wechselwirkungsszenarien identifiziert werden, die jeweils zum laminar-turbulenten Umschlag von Flügelgrenzschichten führen können. Abbildung 1a zeigt das Störungswachstum für einen Fall, bei denen der Zusammenbruch der laminaren Grenzschicht durch nichtlineare Wechselwirkung zweier Tollmien-Schlichting-Wellen mit unterschiedlichem Wellenwinkel ausgelöst wird. Mehr und mehr Höherharmonische werden generiert und nichtlinear angefacht, was dem Auftreten und raschem Wachstum von immer kleinskaligeren Strukturen entspricht. Das Ergebnis einer nichtlinearen Untersuchung zur Wechselwirkung von Tollmien-Schlichting Wellen und Querströmungsinstabilitäten ist in Abbildung 1b dargestellt. Deutlich zu erkennen ist, daß das Vorhandensein einer Tollmien-Schlichting Instabilität $(1,1)$ ab einer bestimmten Amplitude von etwa einem Prozent zu einem nichtlinearen Wachstum eines stationären Querströmungswirbels $(0,1)$ führen kann, dessen Amplitude sich nach linearer Theorie nur unwesentlich über der Profiltiefe x/c ändern würde.

Literatur

Hein, St. ; Dallmann, U. Ch. :

A compressible flat plate test case for nonlinear nonlocal instability investigations in EUROTRANS — Description and results —. EUROTRANS Technical Report No. 11, DLR-IB 223-98 A36, Dec. 1998.

Hein, St. ; Stolte A.; Dallmann, U. Ch. :

Identification and Analysis of Nonlinear Transition Scenarios using NOLOT/PSE. GAMM Jahrestagung, 6.-9. April, 1998, Bremen. Erscheint in: ZAMM, Z. angew. Math. Mech. .

Weiteres Vorgehen

Weitere Analysen nichtlinearer Modenwechselwirkungen in dreidimensionalen Flügelgrenzschichten, wobei hauptsächlich Fälle untersucht werden, bei denen der laminar-turbulente Umschlag von Querströmungsinstabilitäten dominiert wird.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)		
Ansprechpartner	St. Hein, Dr. U. Dallmann		
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2687 Telefax 0551 / 709-2404 e-mail Stefan.Hein@dlr.de	
weitere Partner	Dr. V. Theofilis, DLR Göttingen Dr. U. Rist, U. Maucher, Universität Stuttgart		

Thema

Linear instability and nonlinear nonlocal transition analyses for laminar separation bubbles.

Ausgangssituation

Laminar–turbulent transition on high–lift wing configurations and on turbine blades is often triggered by laminar separation of the boundary layer. The processes responsible for laminar–turbulent transition in laminar separation bubbles are far from being understood in a satisfactory manner. Experiment and numerical simulations have shown that the formation of a laminar two–dimensional separation bubble within a boundary–layer flow at large Reynolds number will strongly amplify both short– and long–wavelength disturbances leading to transition and turbulent reattachment. Unlike the case of attached boundary layers, the strong streamwise variation of the flow prevents uncritical use of available instability analysis tools, however. Moreover, due to the backflow within a separation bubble one might suspect that a marching procedure as used in nonlocal instability analyses is not appropriate for this type of flow. Therefore, nonlocal instability analyses have never been performed for laminar separation bubbles before.

Ziel

An objective of this study is to demonstrate that laminar–turbulent transition in boundary–layer flows with laminar separation bubbles can be successfully analysed with nonlocal instability theory (NOLOT/PSE). Another goal is to identify similarities and differences between the breakdown of laminar flow in attached boundary layers and laminar–turbulent transition of boundary–layer flows with laminar separation bubbles.

Lösungsweg

An incompressible flat plate boundary–layer flow with a laminar separation bubble is considered. The undisturbed basic flow was calculated by IAG, University of Stuttgart. An adverse pressure gradient imposed at a given wall–normal distance from the surface of the plate triggers laminar separation. This basic flow is used as input for our nonlocal instability analyses. The DLR/FFA transition analysis code NOLOT/PSE is used.

Ergebnis

For the first time nonlocal instability theory has been successfully used for instability analyses of laminar separation bubbles. The nonlocal growth rates of short–wavelength disturbances of Tollmien–Schlichting type obtained by NOLOT/PSE are in surprisingly good agreement with the corresponding results from a DNS analysis performed at IAG Stuttgart, not only upstream and downstream of the separation bubble, but also in the region of separated flow with small backflow (Figure 1). The flow separates at $x=1.72$ and reattaches at $x=2.21$. It is assumed that the small differences in growth rate which are mainly restricted to the upstream region of the bubble are a consequence of not yet fully developed Tollmien–Schlichting waves in the DNS. Tollmien–Schlichting waves are generated in the DNS by a blowing and suction strip between $x=0.55$ – 70 , i.e. seven to eight wave lengths upstream of laminar separation. The overall very good agreement indicates that ellipticity is of minor significance even in boundary–layer flows with a small amount of backflow. The calculated growth rates are by one or two orders of magnitude higher than those observed in boundary layers without separation. Hence, laminar separation bubbles act as strong amplifiers for oncoming boundary–

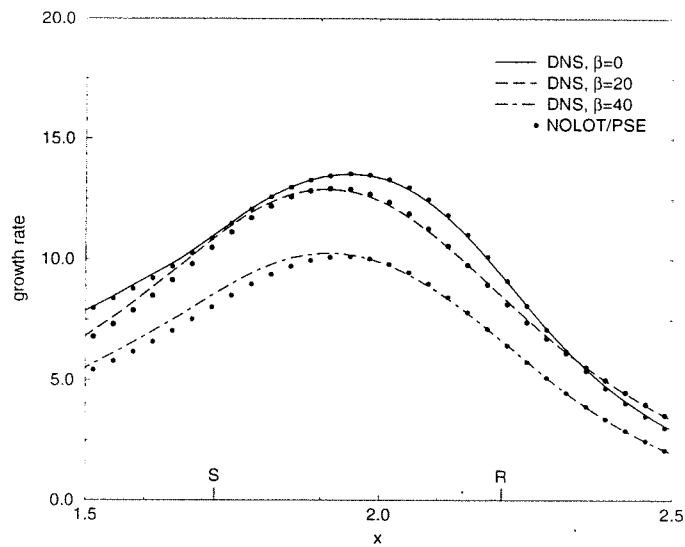


Abbildung 2: Linear growth rates of short-wave length disturbances with 3 different spanwise wave numbers β . Comparison of the results from nonlocal analyses (NOLOT/PSE) with data from direct numerical simulation (DNS). Location of laminar separation and reattachment of the undisturbed flow are marked by S and R, respectively.

layer instabilities and significantly accelerate the process of laminar-turbulent breakdown initiated by this type of instabilities.

Literatur

Rist, U. ; Maucher, U. :

Direct numerical simulation of 2-D and 3-D instability waves in a laminar separation bubble. 74th Fluid Dyn. Symp., April 1994, Chania, Crete, Greece. AGARD CP-551, pp.34-1 – 34-7.

Hein, S. ; Theofilis, V. ; Dallmann, U. :

Unsteadiness and three-dimensionality of steady two-dimensional laminar separation bubbles as result of linear instability mechanisms. DLR-IB 223-98 A39, Aug. 1998.

Theofilis, V. ; Hein, S. ; Dallmann, U. :

On the origins of unsteadiness and three-dimensionality in laminar separation bubbles. Part I: Linear considerations. Submitted to: Phil. Trans. R. Soc. London A.

Weiteres Vorgehen

The excellent agreement of the linear nonlocal results with DNS data motives a detailed comparison of nonlinear nonlocal results. However, because of the rapid disturbance growth inside the separation bubble it will be much more difficult than in attached boundary-layer flows to reach stages of strong nonlinear disturbance interaction in a nonlinear nonlocal analysis. If this problem can be solved, future investigations will focus on the identification and analysis of transition scenarios in laminar separation bubbles and on their comparison with known transition scenarios in two-dimensional boundary layers without laminar separation.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2687 Telefax 0551 / 709-2404 e-mail Stefan.Hein@dlr.de
weitere Partner	Dr. F. P. Bertolotti, Dr. E. Janke, Dr. H. Bippes, Dr. Ch. Abegg, DLR Dr. H. Bieler, Dr. G. Schrauf, DASA Bremen	

Thema

Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE zur verbesserten Auslegung von HLFC-Systemen.

Ausgangssituation

Bei modernen Verkehrsflugzeugen wie der Airbus Familie beträgt der Anteil des reibungsbedingten Widerstandes am Gesamtwiderstand mehr als 50 %. Derzeit werden die Airbus Flügel, Leitwerke und Triebwerksgondeln turbulent umströmt. Der Reibungswiderstand könnte deutlich reduziert werden, wenn es gelingt, die Grenzschichtströmung möglichst lange laminar zu halten. Die direkten Betriebskosten (DOC) und die Umweltbelastung könnten dadurch erheblich vermindert werden. Daher werden zur Zeit Technologien der passiven (z.B. durch Formgebung) und der aktiven (z.B. durch Absaugung) Strömungsbeeinflussung entwickelt. Bei „Hybrid Laminar Flow Control“ (HLFC) Systemen werden zur Laminarhaltung sowohl passive als auch aktive Maßnahmen eingesetzt. Als Technologieträger für HLFC-Systeme dient das A320 Seitenleitwerk mit Absaugung. Bei dreidimensionalen Grenzschichtströmungen ist der laminar-turbulente Umschlag jedoch noch unzureichend verstanden. Insbesondere über die Einflüsse von Turbulenzgrad, Oberflächenrauigkeit, ungleichförmiger Absaugung usw. und über die späten Stadien des Transitionsprozesses ist noch zu wenig bekannt. Dementsprechend fehlen auch Methoden/Werkzeuge für eine zuverlässige Transitionsvorhersage.

Ziel

Entwicklung von Methoden zur zuverlässigeren Vorhersage und effizienteren Beeinflussung des laminar-turbulenten Umschlages auf der Basis eines fundierten physikalischen Verständnisses der relevanten Prozesse mit mittelfristiger Perspektive für einen industriellen Einsatz dieser Werkzeuge.

Lösungsweg

Die Windkanal- und Freiflugexperimente zum A320 Seitenleitwerk mit Absaugung sollen vom DLR durch entsprechende nichtlineare, nichtlokale Transitionsanalysen unterstützt werden. Zum Einsatz kommt das in Kooperation zwischen DLR und FFA entwickelte NOLOT/PSE Verfahren (NonLocal Transition analysis). Dieses Verfahren basiert auf den „parabolized stability equations“ (PSE) und erlaubt bei bekannten Anfangs- und Randbedingungen eine nicht-empirische Transitionsvorhersage. NOLOT/PSE ermöglicht eine Analyse der linearen und nichtlinearen Phase der laminar-turbulenten Transition unter Berücksichtigung von Grenzschichtwachstum und Oberflächenkrümmungseffekten. Der Anstieg des Wandschubspannungsbeiwertes, der auf ein bevorstehenden Zusammenbruch der laminaren Strömung hindeutet, ist ein direktes Ergebnis einer solchen Analyse. Allerdings hängt die berechnete Profiltiefenposition des Wandschubspannungsanstieges u.a. sehr stark davon ab, mit welchen Moden und mit welchen Anfangsamplituden die nichtlineare Rechnung gestartet wurde. Eine nicht-empirische Transitionsvorhersage auf der Basis nichtlinearer nichtlokaler Instabilitätsanalysen wird daher nur dann möglich, wenn es gelingt, den Einfluß des Turbulenzgrades, der Oberflächenrauigkeit usw. über die Anfangs- und Randbedingungen mit in die Analysen einzubeziehen. Hierzu ist u.a. eine Kopplung mit Rezeptivitätsmodellen, linearisierten Navier-Stokes-Verfahren u. ä. zwingend erforderlich. Halb-empirische Methoden zur Transitionsvorhersage wie die sogenannte e^N -Methode, die insbesondere in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen häufig versagen, sind dann nicht mehr erforderlich.

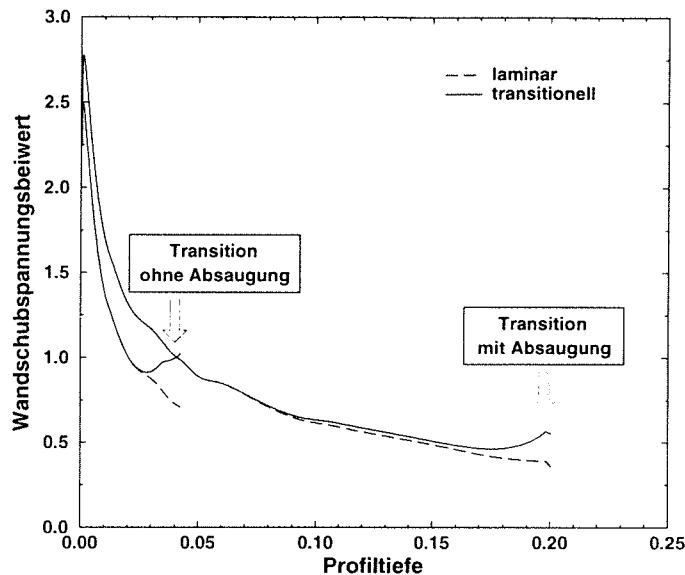


Abbildung 1: Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalyse des A320-Seitenleitwerks mit Absaugung. Verglichen wird der berechnete Wandschubspannungsverlauf der transitionellen und ungestörten, laminaren Grenzschichtströmung jeweils mit und ohne Absaugung.

Ergebnis

Die Abbildung zeigt den mit NOLOT/PSE berechneten Anstieg des Wandschubspannungsbeiwertes für das A320 Seitenleitwerk mit und ohne gleichförmige Absaugung. In beiden Fällen wurden dieselben Anfangsbedingungen gewählt. Dargestellt ist jeweils der Wandschubspannungsbeiwert der laminaren und der berechneten transitionellen Strömung. Deutlich zu erkennen ist wie sich durch Absaugung der Anstieg des Wandschubspannungsbeiwertes und damit der laminar-turbulente Umschlag stromab zu größeren Flügeltiefenpositionen verschiebt.

Literatur

- Hein, S. ; Bertolotti, F. P. ; Simen, M. ; Hanifi, A. ; Henningson, D. :
Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. DLR-IB 223-94 A56.
- Hein, S. ; Bieler, H. ; Gordner, A. ; Simen, M. :
NOLOT/PSE Transitionsanalysen zur Entwicklung von HLFC Absaugesystemen. DGLR-Fachaus-schußsitzung „Beeinflussung von Tragflügelumströmungen“, 2./3. Mai 1996, TU Berlin. In: Beein-flussung von Tragflügelumströmungen, ed: W. Nitsche, R. Henke, ILR Mitt. 311 (1996), TU Berlin.
- Bieler, H. ; Alewelt, R. ; Hein, S. :
Industrielle Randbedingungen für den aerodynamischen Entwurf von Grenzschichtabsaugesyste-men. DGLR-Jahrestagung 5.-8. Oktober 1998, Bremen, DGLR-Jahrbuch 1998.
- Janke, E. :
Rezeptivitätsanalyse von 3D Grenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeiten und lokaler Ab-saugung. Mitteilung AG STAB 1998.

Weiteres Vorgehen

Das Wachstum von Querströmungsinstabilitäten läßt sich durch Absaugung deutlich reduzieren, während sich das Instabilitätsgebiet der Tollmien-Schlichting-Wellen im wesentlichen nur stromab verschiebt. Es ist daher denkbar, daß sich mit Zuschaltung der Absaugung auch das zum laminar-turbulenten Umschlag führende nichtlineare Wechselwirkungsszenario ändert. Diese Vermutung muß durch detaillierte Untersuchung verschiedener Szenarien überprüft werden. Des weiteren ist eine Kopplung mit einem derzeit in Entwicklung befindlichen linearisierten Navier-Stokes-Verfah-ren geplant, um die nachteiligen Effekte einer Lochabsaugung mit in die Analysen einzubeziehen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

Dr. G. Höhler, Dr. H.-P. Kreplin

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10

37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2408

-2259

Telefax: 0551-709-2829

e- mail: gebhard.hoehler@dlr.de
hp.kreplin@dlr.de

weitere Partner

DLR, SM-EA

Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, ONERA,
DFG-SPP Transition, Themenkreis IV: "Transitionsmeßtechnik
für Flugversuch und Windkanal"

Thema

1. Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen
2. HYLDA, HYLTEC, A320- Fin- Flugversuch

Ausgangssituation

Die Oberflächenheißfilmtechnik ist nach erfolgreicher Erprobung im Labor und in kleineren Windkanälen bei Flug- und Windkanalversuchen mit Laminarflügeln im nationalen Gemeinschaftsprogramm „Transsonischer Laminarflügel“, im BRITE/EURAM-Projekt ELFIN (European Laminar Flow Investigations) und bei den Flugversuchen A320 HLFT (Hybrid-Laminar Flow Test) eingesetzt worden.

Ziele:

Untersuchung der lokalen, instationären Ereignisse beim laminar-turbulenten Übergang in dreidimensionalen Grenzschichten

Lösungsweg:

Die Lage des Grenzschichtumschlages wird meist mit Hilfe der Infrarotthermographie bestimmt, die als Feldmethode die Beobachtung eines großen Teils der Flügel- oder Modelloberfläche ermöglicht. Als Ergänzung hierzu dienen Oberflächenheißfilmsensoren, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen über die 3d-Grenzschichtströmung insbesondere beim laminar-turbulenten Umschlag liefern.

Ergebnis:

Am Seitenleitwerk des Testflugzeugs A 320 wurden Flugversuche mit Anwendung der Hybrid- Laminar-Technik durchgeführt.

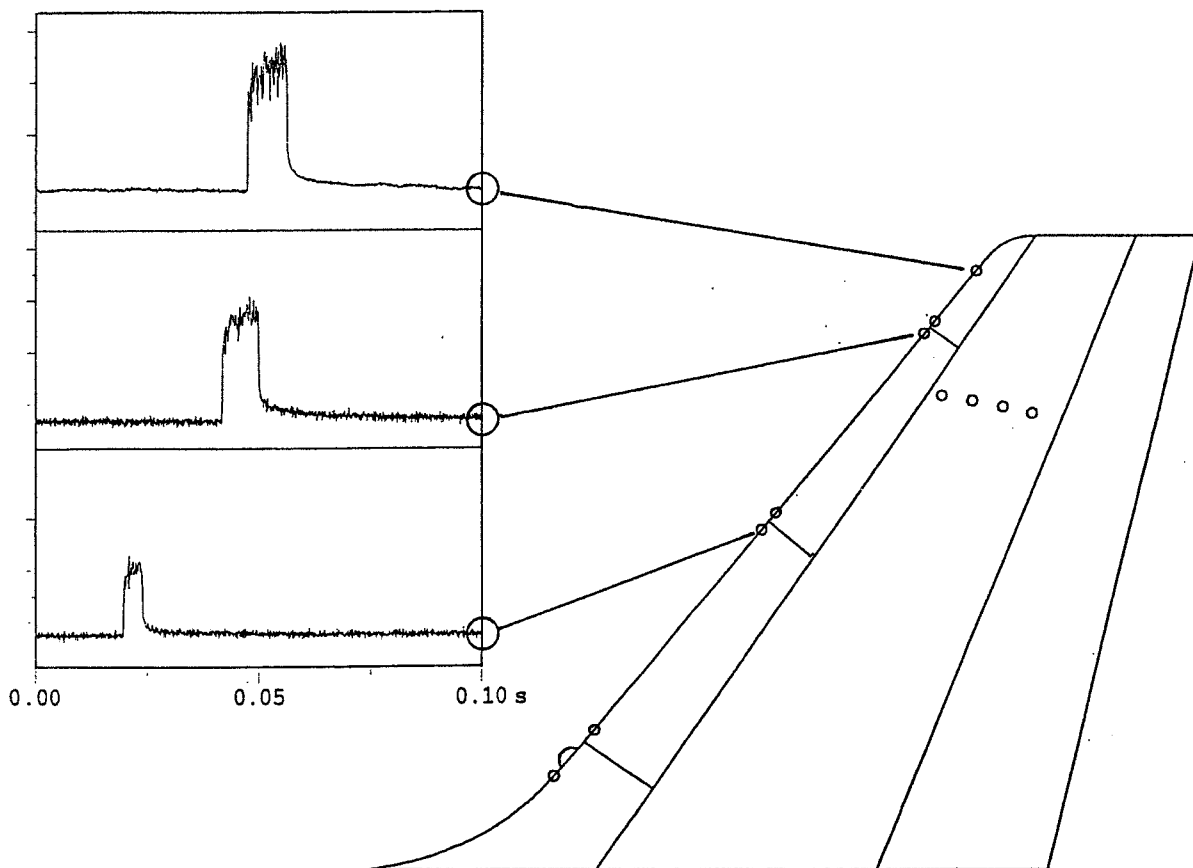
Mit der Oberflächenheißfilmtechnik wurde insbesondere die Grenzschicht entlang der Vorderkante beobachtet. Einerseits wurde die Wirksamkeit des Gaster-Bumps überprüft, der Störungen von der Rumpfgrenzschicht abweisen soll, andererseits konnte festgestellt werden, wann die Strömung an der Vorderkante turbulent wurde. Im gezeigten Beispiel ist die Strömung an der Vorderkante laminar, wurde aber kurzzeitig turbulent. Dieser turbulente 'Spot' breitete sich entlang der stark gepfeilten Vorderkante aus. Bei der Auswertung können die Konvektionsgeschwindigkeiten dieser Ereignisse berechnet werden. Zu überprüfen sind vor allem die Bedingungen unter denen 'Spots' auftraten und wieweit diese mit bekannten

Datum: 14.12.98

AG STAB

Transitionskriterien übereinstimmen.

Mit den Sensoren weiter stromab in der Seitenleitwerks- Grenzschicht können die mit einer Spektralanalyse gefundenen Instabilitäten mit den theoretisch vorhergesagten verglichen werden.



Heißfilm- Zeitsignale zeigen die Ausbreitung von turbulenten 'Spots' entlang der Vorderkante des Seitenleitwerks A 320 ($Ma= 0,7$; $H= 22\,000$ ft)

Weiteres Vorgehen:

- Auswertung der Flugversuche 'Laminares Seitenleitwerk A 320'
- Vorbereitung der Windkanalversuche im EU- Programm HYLTEC
- Weiterentwicklung spezieller Sensoren (u. a. robuste Sensoren für industrielle Fluganwendungen)

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung und Transition
Fachkreis:
Ansprechpartner: Alex Meijering
Stefan Mählmann
Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen
Adresse: Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 **Telefon:** (0241)-80 5426
52062 Aachen **Telefax:** (0241)-8888 257
e-mail: alex.meijering@aia.rwth-aachen.de
stefan.maehlmann@aia.rwth-aachen.de
Thema: Stromabverschiebung der Transitionslage durch Variation der Profilkontur

Ausgangssituation:

Die Wirtschaftlichkeit von Flugzeugen kann durch die Verringerung des aerodynamischen Widerstandes bei konstanter Auftriebserzeugung erhöht werden. Dieses Ziel läßt sich durch eine Verlagerung des laminar-turbulenten Umschlages der Grenzschichtströmung in Stromabrichtung erreichen. Die passive Laminarisierung durch eine geeignete Formgebung des Profils ist eine Methode, die Transitionslage zu verschieben.

Ziel:

Es soll gezeigt werden, daß eine Verschiebung der Transitionslage in Stromabrichtung durch Variation der Profilkontur mit der Evolutionsstrategie [3] unter Nutzung der Möglichkeiten der Parallelverarbeitung auf Mehrprozessorrechner erreicht werden kann. Die resultierenden Profilkonturen werden mit einem NAVIER-STOKES Verfahren überprüft.

Lösungsweg:

Es wurden Anströmbedingungen vorgegeben, für die geeignete Profilkonturen zu finden waren. Dazu wurde die Profilkontur in einer numerischen Studie mit einem auf Evolutionäre Algorithmen basierenten Verfahren variiert. Im Gegensatz zu klassischen Verfahren, wie den Gradienten- oder GAUSS-Seidel Verfahren, ist für den Fortschritt in der Lösung die Berechnung von Gradienten nicht erforderlich. Ferner läßt sich eine hohe numerische Stabilität des Verfahrens bezüglich der Empfindlichkeit der Transitionslage gegenüber kleinen Abweichungen von der Grundkontur eines Profils realisieren. Um eine Verschiebung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlages in Stromabrichtung erreichen zu können, wurde ein Algorithmus auf Basis der Evolutionsstrategie implementiert. Von einem Grundprofil wurden neue Konturen durch geringfügige, zufallsverteilte Änderung der lokalen Dicke erzeugt. Für diese Profile wurde das Strömungsfeld mit dem EULER-Grenzschicht Verfahren MSES berechnet. Die Lösungen wurden anhand der mit der e^n -Methode bestimmten Transitionslage und der Länge der laminaren Ablöseblase bewertet. Aus geeigneten Lösungen wurde die darauffolgende Generation gebildet. Durch die Parallelisierung unter Verwendung von MPI wird der zeitliche Aufwand pro Iteration reduziert. Für die Zeitintegration der NAVIER-STOKES Gleichungen wird ein fünfstufiges RUNGE-KUTTA Verfahren verwendet [2]. Die advektiven Flüsse sind nach der Advection Upwind Splitting Method AUSMDV diskretisiert, die diffusiven Flüsse mittels zentraler Differenzen [1]. Die turbulente Grenzschicht wird mit dem BALDWIN-LOMAX Modell modelliert.

Ergebnisse:

Die Kontur des Profils NLF-0416 wurde beispielhaft für die Anströmbedingung $Ma_\infty = 0.4$, $Re_\infty = 1.66 \cdot 10^6$ und den Grenzschichtanfachungsfaktoren 7 (Windkanal) und 14 (Freiflug) variiert. Wie in den **Bildern 1** und **2** gezeigt wird, konnte eine Verschiebung der Transitionslage von 42% der Sehnenlänge auf 62% erreicht werden. Anhand von **Bild 3** ist eine Übereinstimmung in den Ergebnisse des EULER-Grenzschicht Verfahrens mit der Lösung des NAVIER-STOKES Verfahrens zu erkennen. Das Verfahren konvergiert sicher nach 60 bis 100 Generationen. In den Ergebnissen wird die Eignung der Evolutionsstrategie zur Verbesserung der Profilkontur, bezogen auf den aerodynamischen Widerstand, bestätigt.

Weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen sollen auf die transonischen Anströmung ausgedehnt werden. Zudem ist eine Berücksichtigung des Off-Designs Verhalten bei der Profilloptimierung geplant.

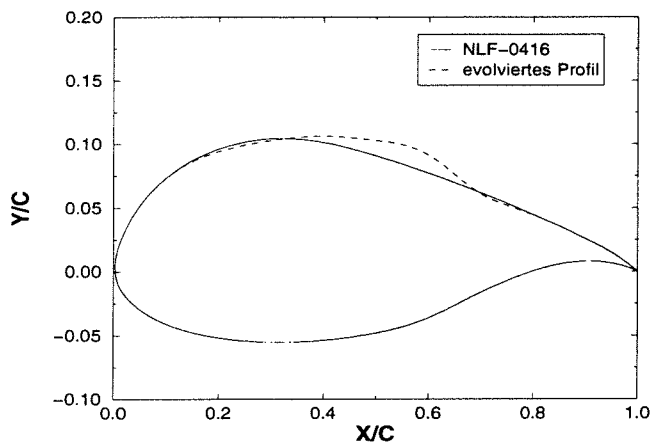


Bild 1: Kontur des Ausgangsprofils NLF-0416 und des evolvierten Profils.

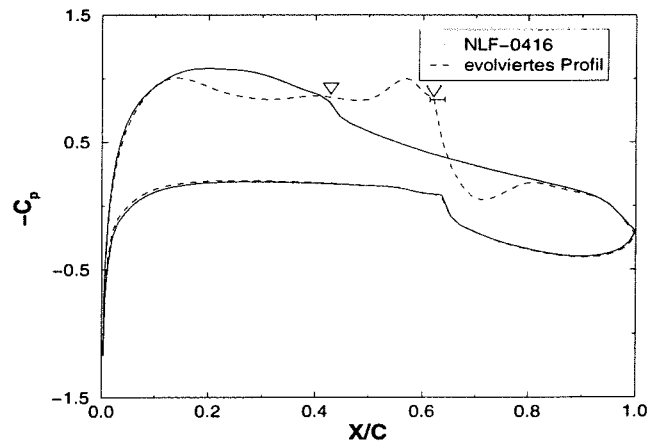


Bild 2: Verteilung des Druckbeiwertes für das Ausgangsprofils und das evolvierte Profil (Dreiecke kennzeichnen die Transitionslage, Balken die Länge der laminaren Ablöseblase).

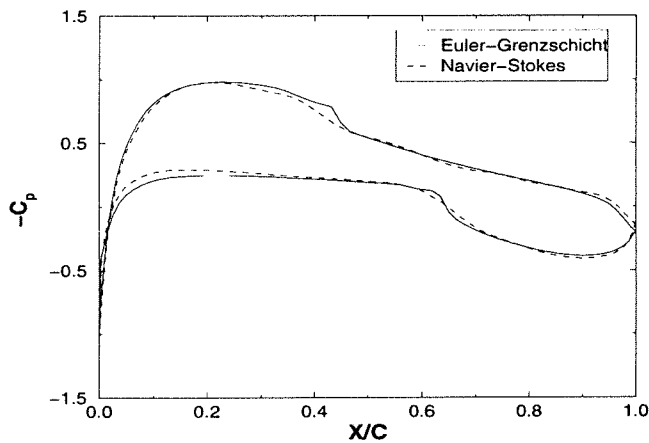


Bild 3: Verteilung des Druckbeiwertes nach dem EULER-Grenzschicht Verfahren und dem NAVIER-STOKES Verfahren.

Literatur

- [1] G. Dietz and A. Meijering. Numerical investigation of boundary-layer instabilities over a blunt flat plate at angle of attack in supersonic flow. In H. Körner and R. Hilbig, editors, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*, volume 60 of *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, pages 103–110, Wiesbaden, 1997. 10th AG STAB/DGLR Symposium Braunschweig, Germany 1996, Vieweg.
- [2] M. Meinke. *Numerische Lösung der Navier-Stokes Gleichungen für instationäre Strömungen mit Hilfe der Mehrgittermethode*. Diss., Aerodyn. Inst. RWTH-Aachen, 1993.
- [3] H. P. Schwefel. *Numerische Optimierung von Computer-Modellen mittels der Evolutionstrategie*, volume 26 of *Interdisciplinary systems research*. Birkhäuser, Basel, 1979.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Messing, Dr.-Ing. M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3426

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner bei der DASA, Bremen

Thema **Direkte Numerische Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer 3-D-Grenzschicht**

Ausgangssituation Das Konzept der Hybrid-Laminarisierung (HLFC), das zur Stabilisierung der dreidimensionalen Grenzschicht am gepfeilten Tragflügel Absaugung im Nasenbereich und Formgebung des Flügels im Kastenbereich vorsieht, ist der erfolgversprechendste Ansatz, den laminar-turbulenten Strömungsumschlag stromab zu verschieben und damit den reibungsbehafteten Widerstand von Verkehrsflugzeugen zu reduzieren. Die in den USA und Europa durchgeführten Freiflugversuche haben gezeigt, daß mit Hilfe von HLFC prinzipiell längere laminare Laufstrecken zu erzielen sind, es bestehen jedoch noch große Unsicherheiten hinsichtlich der optimalen Auslegung von Absaugeeinrichtungen, um das gesamte Laminarisierungspotential auszuschöpfen. Ein großes Problem ist die Anregung instabiler Querströmungsmoden durch die Locharrays. Mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen sollen die Einflüsse von Lochdurchmesser, Lochabstand und Absaugerate sowie die Kombinationswirkung von hintereinander oder versetzt angeordneten Lochreihen auf die Störungserzeugung und Stabilität der Grenzschicht untersucht werden.

Ziel

Lösungsweg Zur Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer dreidimensionalen Grenzschicht werden die vollständigen, instationären und inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Als Grundströmung wird eine beschleunigte Falkner-Skan-Cooke-Grenzschicht mit dem Hartree-Parameter $\beta_H = 0.4$ und einem lokalen Schiebewinkel am Einströmrand des Integrationsgebietes $\varphi_e = 35^\circ$ gewählt, deren Parameter einem Experiment an einem (1:2)-Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarmanschette angepaßt sind. Zunächst wurde für den Fall einer Lochreihe durch systematische Variation von Lochdurchmesser d , spannweisem Lochabstand s_z und Volumenstrom pro Loch $\dot{V}$ der Einfluß dieser Parameter auf die Störungserzeugung und Rezeptivität der Grenzschicht untersucht. Durch Hinzunahme weiterer Lochreihen wurde die Absaugung durch ein Locharray mit bis zu 9 Lochreihen simuliert.

Ergebnis Für eine Lochreihe beobachtet man bei schwachen Absaugeraten für alle Lochkonfigurationen bis zu $70 d$ stromab einen absaugungsunabhängigen transienten Bereich, in dem alle lochinduzierten Störungen zunächst gedämpft sind, selbst Moden, die nach linearer Theorie angefacht sein müssten. Die Rezeptivität der größten durch das Loch angeregten Querströmungsmoden ist $2 \sim 4$ mal größer als die der Grundströmungsdeformation (0,0) (Abb. 1; (h,k): Frequenz, Querwellenzahl). Überschreitet man eine kritische Absaugestärke, so wird die Strömung im Nachlauf der Absaugelöcher instationär. Die Amplituden der Störungen wachsen hinter dem Loch stark an und führen rasch zum Zusammenbruch der laminaren Strömung (Abb. 2). Bei zwei hintereinander

liegenden Lochreihen kann man durch geeigneten Versatz der Lochreihen erreichen, daß die stromauf induzierten QS-Moden durch die zweite Lochreihe abgeschwächt werden. Bei einem Locharray wird die Wahl eines optimalen Versatzes schwierig, da nicht nur die Interaktionen von jeweils zwei direkt hintereinander liegenden Lochreihen berücksichtigt werden müssen, und sich die Ausbreitungsrichtung der induzierten QS-Moden stromab ändert. Abb. 3 zeigt die Entwicklung der Störampplituden für ein Locharray mit 9 Lochreihen mit einer Anordnung der Lochreihen ohne Versatz (Abb. 3a) und mit Versatz $s_z/2$ (Abb. 3b). Es stellt sich heraus, daß der Anstieg der Mode (0,0) unterproportional zur Anzahl der Lochreihen ist und die Amplitude gegen einen Grenzwert läuft. Dies lässt sich mit der überlagerten Dämpfung erklären, den jeder durch eine Lochreihe induzierte Modenanteil (0,0) erfährt (vgl. (0,0)-Verlauf in Abb. 1). Die Maximalamplituden der 3-D Störungen bleiben nach 2-4 Lochreihen praktisch konstant. Die wesentlich kleinere Amplitude der Mode (0,1) für den Fall einer Lochanordnung "in Reihe" wird im wesentlichen durch Störungsauslöschung innerhalb der ersten beiden Lochreihen erzielt.

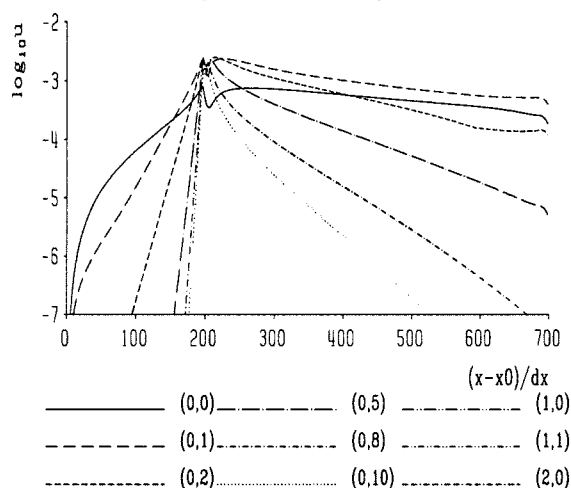


Abb. 1 u' -Amplituden ($d=50\mu\text{m}$, $\gamma_0=s_z=500\mu\text{m}$, Löcher bei $x-x_0/dx=200$, $v_c/U_\infty=0,0356$)

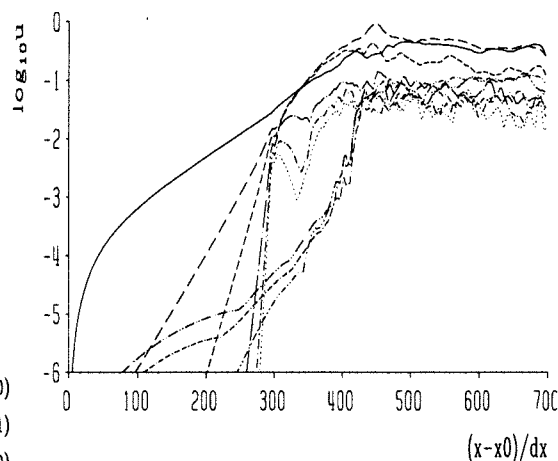


Abb. 2 u' -Amplituden ($d=50\mu\text{m}$, $\gamma_0=s_z=500\mu\text{m}$, Löcher bei $x-x_0/dx=300$, $v_c/U_\infty=0,178$)

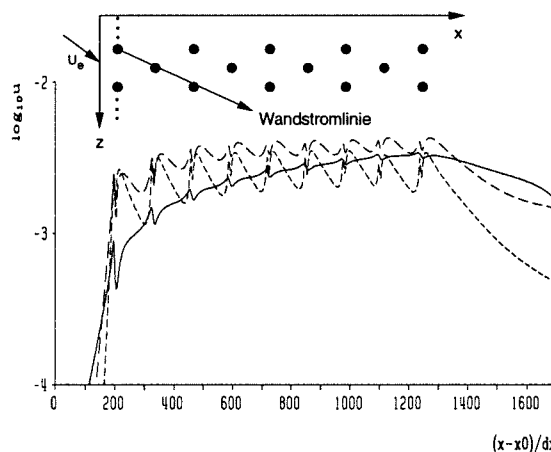
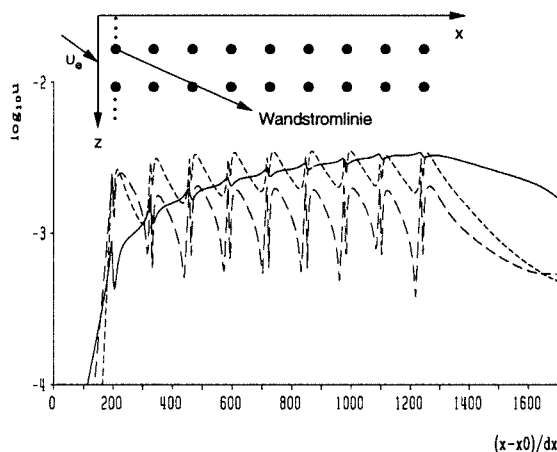


Abb. 3 u' -Amplituden für 9 Lochreihen ($d=50\mu\text{m}$, $\gamma_0=s_z=s_x=500\mu\text{m}$, $v_c/U_\infty=0,0356$)
a: Anordnung ohne Versatz, b: Anordnung mit Versatz $s_z/2$; Strichlierung: s. Abb. 1.

Literatur

Messing, R., Kloker, M., Wagner, S. (1999): DNS of suction through discrete holes in a 3-D boundary layer. In Nitsche, W.; Hilbig, R.: New results in numerical and experimental fluid dynamics. NNFM, 11.DGLR Symposium, 1998, Vieweg Verlag.

weiteres Vorgehen

Die Ursachen der selbsterregten Instationarität bei hohen Absaugeraten sollen näher geklärt werden. Darüber hinaus werden in Zukunft praxisrelevante Probleme wie Inhomogenitäten bei der Absaugung (verstopfte Absaugelöcher, unregelmäßig gebohrte Löcher) oder Absaugekammerrauschen detailliert untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. K. Müller, PD Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3405

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner D. Henningson, Aeronautical Research Inst. of Sweden (FFA), Bromma, S
A. Dovgal, Inst. of Theoret. & Applied Mechanics (ITAM), Novosibirsk, RU

Thema Transition in Grenzschichten mit laminarer Ablösung

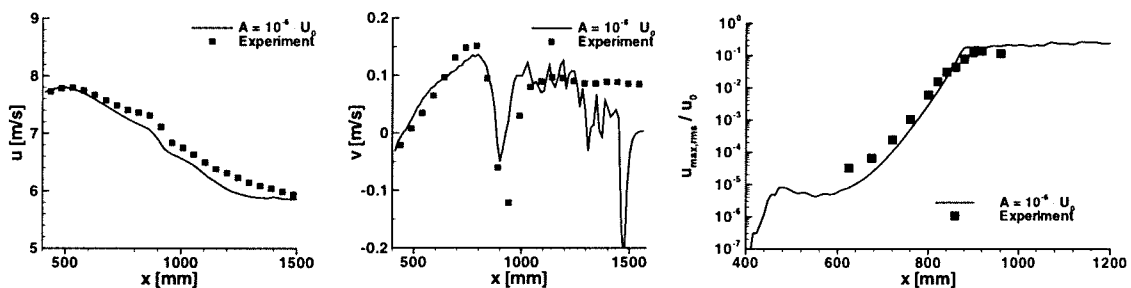
Ausgangssituation Bisher nur unvollständig verstandene Mechanismen innerhalb der inkompressiblen Grenzschichtströmung führen in laminaren Ablösenblasen zur laminar-turbulenten Transition. Das theoretische Verständnis dieser Mechanismen ist jedoch Voraussetzung für eine hinreichend gute Modellierung und Vorhersage des Verhaltens der Strömung mit Ablösung. Im Rahmen eines INTAS Projektes werden an verschiedenen Forschungsinstituten experimentelle und numerische Untersuchungen zu diesem Thema durchgeführt.

Ziel Durch den Vergleich von Ergebnissen aus Experimenten und aus direkter numerischer Simulation (DNS) laminarer Ablösenblasen sollen weitere Einblicke in die Physik abgelöster Strömungen erhalten werden. Insbesondere das instationäre Verhalten der abgelösten Strömung und die dadurch auftretende Instabilität sowie die durch die Ablösung bedingte Transition sollen betrachtet werden.

Lösungsweg In einer 2-D numerischen Simulation werden die Experimente am MTL Windkanal der KTH Stockholm, Schweden (s. Hildings (1997)) nachgebildet. Das numerische Verfahren wurde in verschiedenen 2-D- und 3-D-Untersuchungen von Rist (1998) und Maucher (1998) verifiziert und weiterentwickelt. Einer beschleunigten Strömung über einer ebenen Platte wird am oberen Rand des Integrationsgebietes eine Potentialgeschwindigkeitsverteilung mit starkem Druckanstieg aus dem Experiment vorgeschrieben. Die Verdrängungswirkung der hierdurch entstehenden laminaren Ablöseblase wird kontinuierlich durch ein Grenzschicht-Interaktionsmodell berücksichtigt, wodurch sich das charakteristische Druckplateau im Bereich der Blase einstellt. Wie im Experiment wird durch Ein- und Ausblasen an der Wand eine Tollmien-Schlichting-Welle (TS-Welle) in das Strömungsfeld zur Untersuchung des Stabilitätsverhaltens der Grenzschicht mit Ablöseblase eingeleitet und mit der linearen Stabilitätstheorie (LST) und dem Experiment verglichen. Es werden sowohl Grenzschichtparameter wie Grenzschichtdicken δ_1, δ_2 , daraus resultierend der Grenzschichtparameter H_{12} , Ablöse- und Wiederanlegelinien, zeitlich gemittelte Geschwindigkeitsverteilung u und v als auch Anfachungskurven der Störungen im Bereich der Ablöseblase betrachtet. Durch Variation der Störampplitude an der Eingabestelle kann ihr Einfluß auf das Verhalten der Blase untersucht werden. Dabei können die Störungen auch mit kleinerer Amplitude eingegeben werden als dies im Experiment aufgrund der höheren Hintergrundstörungen möglich ist.

Ergebnis

Die Ergebnisse der DNS zeigen eine Abhängigkeit der Größe der Blase von der eingegebenen Störampplitude. Die an der Störstelle entstehenden TS-Wellen interagieren mit der Ablöseblase und beeinflussen so deren Größe und Lage. Die derzeit vorläufigen Vergleiche mit dem Experiment ergeben eine zufriedenstellende bis gute Übereinstimmung mit den im Experiment gemessenen Geschwindigkeiten (Abbildung links und Mitte) und den Anfachungsraten der Störungen im Bereich der Blase (Abbildung rechts). Simulationen mit Grenzschichtinteraktionsmodell ergeben eine bessere Übereinstimmung mit dem Experiment als ohne. Dies bedeutet, daß der Verdrängungseffekt der sich ausbildenden Ablöseblase Auswirkungen auf die Geschwindigkeitsverteilung am oberen Rand des Integrationsgebietes hat. Die Ausbildung des Druckplateaus ist sowohl in den experimentellen als auch in den u -Geschwindigkeitsverläufen aus der Simulation gut erkennbar. Die Lage der Blase stimmt ebenfalls gut mit den Experimenten überein. Eine nur qualitativ gute Übereinstimmung konnte bei den Verläufen der Grenzschichtgrößen erreicht werden. In allen betrachteten Fällen war die Blase im Experiment größer als in der Simulation, was darauf zurückzuführen ist, daß die Annahmen, die für die Grundströmung getroffen wurden, nicht genau mit den im Experiment vorhandenen Verhältnissen übereinstimmen.



Vergleich der gemittelten Geschwindigkeitsprofile (links & Mitte) und der Anfachungskurve für Störampplitude $v'_0 = 10^{-6} \cdot u_\infty$ (rechts) zwischen Experiment und DNS.

Literatur

- Hildings, C (1997): Simulation of Laminar and Transitional Separation Bubbles, Technical Reports from Royal Institute of Technology, Stockholm, Schweden
- Rist, U. (1998): Zur Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen, Habilitationsschrift, IAG, Universität Stuttgart
- Maucher, U., Rist, U., Wagner, S (1998): A Refined Method for DNS of Transition Interacting Boundary Layers, AIAA 98-2435 (subm. for AIAA Journal)

weiteres Vorgehen Die 3-D-Strömung im Windkanal soll auch mit dem 3-D-DNS Verfahren simuliert werden. Dabei kann untersucht werden, welche Auswirkungen schräglau-fende Wellen verglichen mit der 2-D-Welle auf das Verhalten der Blase haben. Ferner sollen die Auswirkungen von Ablöseblasen auf den Profilwiderstand näher untersucht werden. Weitere Untersuchungen werden zur aktiven Kontrolle einer Ablöseblase angestellt, wobei dies durch die Eingabe einer Störung geeigneter Frequenz und Amplitude an einer Störstelle stromauf der Blase erreicht wird. Hierzu muß eine geeignete Sensorik und Aktorik sowie eine Regelung des Systems entwickelt und in Simulationen und Experimenten getestet werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** **Laminarhaltung von Tragfluegeln**

Ansprechpartner **Dr. G. Schrauf**

W. Schröder

Institution **Daimler-Benz Aerospace Airbus
EFV**

**DLR
Institut fuer Entwurfsaerodynamik**

Adresse **28183 Bremen**

**Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

Telefon: **0421 538 3232**
Telefax: **0421 538 2910**

**0531 295 2112
0531 295 2320**

Thema **Vergleich der Strategien der klassischen Stabilitätstheorie
an Hand verschiedener experimenteller Ergebnisse**

Ausgangssituation

Im ELFIN I Programm wurden Flugversuche mit einer Fokker F100 durchgefuehrt, die mit einem Laminarhandschuh ausgestattet war. Ziel der Flugversuche war es zu demonstrieren, daß Laminarität allein durch Formgebung fuer ein Flugzeug dieser Größenordnung machbar ist. Diese Flugversuche wurden in ELFIN II intensiv mit allen Variationen der klassischen Stabilitätstheorie ausgewertet.

Ebenfalls in ELFIN II wurden Windkanalexperimente mit einem HLF-Leistungsfluegel durchgefuehrt, die im Rahmen des nachfolgenden HYLDA Programmes mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie ausgewertet werden.

Ziel

Auswertung der ELFIN II HLF Experimente mit der linearen, inkompressiblen sowie kompressiblen Stabilitätstheorie. Wie bei der F100-Auswertung werden alle Variationen der N-Faktor-Integrationsstrategien angewendet. Die Ergebnisse werden mit denen der ATTAS und F100 Flugversuche, sowie mit denen der TLF und ELFIN I Absaugeexperimente verglichen und diskutiert.

Die vorläufigen Ergebnisse sind:

- Wie bei den ATTAS und F100 Flugversuchen sind die Strategien "vorgeschriebene Frequenz/vorgeschriebene Wellenlänge" und "vorgeschriebene Frequenz/vorgeschriebene spannwitige Wellenzahl" äquivalent, da der Umschlag nicht im Bereich der Fluegelvorderkante auftritt.
- Die mit der inkompressiblen Stabilitätstheorie korrelierten N-Faktoren passen gut zu den Ergebnissen der TLF und ELFIN I Absaugeexperimente.
- Im Gegensatz zu allen bisherigen Auswertungen ergibt diesmal die kompressible Stabilitätstheorie ein schmaleres N-Faktorband, d.h. eine bessere Korrelation.
- Der Vergleich Windkanal/Flugversuch zeigt kleinere korrelierte N-Faktoren fuer die Querströmungsinstabilität und N-Faktoren derselben Größenordnung fuer die Tollmien-Schlichting Instabilität (Fig. 1).
- Mit der Enveloppenmethode gibt es Probleme, wenn bei Tollmien-Schlichting induzierter Transition die Absaugung, und damit die Stärke der Querströmungsanfachung variiert wird. In diesen Fällen bleibt die Transitionslage gleich, so daß die Korrelation unterschiedliche N-Faktoren ergibt (Fig. 2).

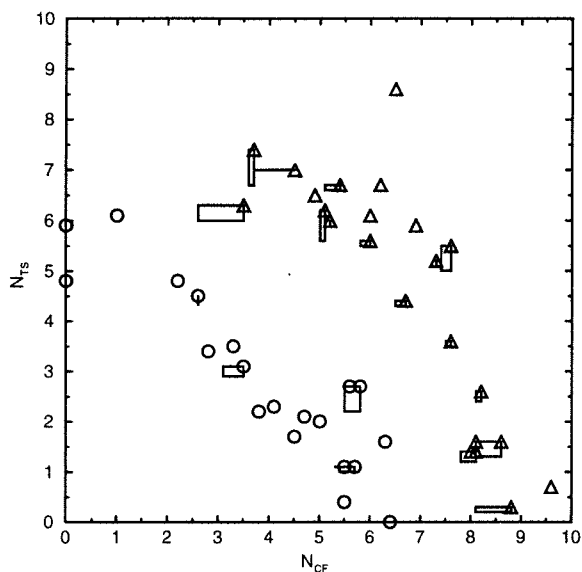


Fig. 1: Mit der kompressiblen Stabilitätstheorie korrelierte N-Faktorkpaare des F100 Flugversuches und des ELFIN II HLF Experimentes.

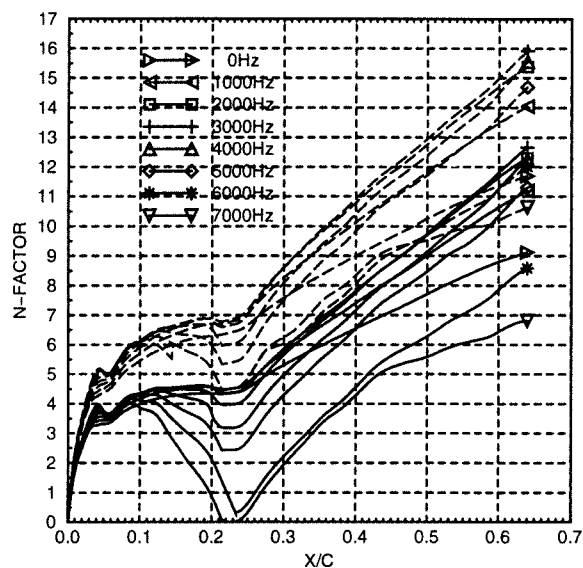


Fig. 2: Envelopenmethode bei Absaugevariation. Durchgezogene Linien: $v_{suc} = 0.2m/s$, unterbrochene Linien: $v_{suc} = 0.15m/s$. Transition bei 55% - 60%.

Literatur

- G. Schrauf, J. Perraud, D. Vitiello, F. Lam** Comparison of boundary layer transition predictions using flight test data. Erscheint im AIAA Journal of Aircraft.
- G. Schrauf** Transition prediction using different linear stability analysis strategies. 12th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, CO, June 20-22, 1994. AIAA Paper 94-1848, 1994.
- H. Bieler, J. Ponsin** LISW-COAST Stability Analysis of the ELFIN I S1 Test. DA Technical Report EF 2021-94, July 1994.
- H. Bieler** Stabilitätsanalyse von Transitionsexperimenten mit dem ersten ATTAS-Handschuh Modell Im DNW- und S1-Windkanal. Deutsche Airbus, Technical Report EF1810, Januar 1991.

Weiteres Vorgehen

Heißfilmauswertung zusammen mit DLR Göttingen

Auswertung mit linearen und nicht-linearen PSE-Verfahren.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner W. Schröder

Dr. G. Schrauf

Institution DLR/Institut für Entwurfsaerodynamik

DaimlerChrysler Aerospace Airbus/EFV

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

28183 Bremen

Telefon: 0531 295 2112

0421 538 3232

Telefax: 0531 295 2320

0421 538 2910

Thema **Meßdatenaufbereitung für die Stabilitätsanalyse der
ELFIN II HLF Flügelmessungen**

Ausgangssituation

Im ELFIN II Programm wurden im S1Ma Windkanal Experimente an einem HLF Flügel (Bild 1) durchgeführt.

Die Auswertung dieser Versuche ist u.a. Gegenstand des Nachfolgeprogrammes HYLDA.

Ziel

Das Ziel dieser Auswertung ist die Stabilitätsanalyse der HLF Flügelumströmung, für die vorbereitend folgende Schritte notwendig sind

- Auswahl geeigneter Versuche zur Abdeckung der wichtigsten Parametervariationen Machzahl, Anstellwinkel, Vorderkantenpfeilung und Saugraten mit dem Ziel, das gesamte Stabilitätsspektrum zwischen reinem CF und reinem TS dominierten Umschlag abzudecken
- Meßdatenaufbereitung
 - Glättung und Interpolation der vermessenen Flügelgeometrie und der Druckverteilung auf der Flügeloberfläche
 - Bestimmung der effektiven Vorderkantenpfeilwinkel und der Staupunktwerte (Lage und Druck), Bild 2
- Bestimmung der experimentellen Umschlagslagen (in Tiefen- und Spannweitenrichtung) aus den IR Aufnahmen, Bild 3
- Vermessung der Durchlässigkeit der lasergebohrten Absaugnase in 6 spannweiten Schnitten, Bild 4
- Glättung und Interpolation der Saugkammerdruckverteilungen
- Ermittlung der tatsächlichen örtlichen Sauggeschwindigkeiten aus lokalen Kontur- und Absaugkammerdrücken einschließlich Dichtekorrektur
- Grenzschichtrechnungen als letztendlichen Eingang in die Stabilitätsanalyse

Besondere Aufmerksamkeit wird auf die Kalibriermessung der Absaugenase und auf die darauf aufbauende Bestimmung der lokalen Absauggeschwindigkeiten (Saugbeiwerte) gelegt.

Weiteres Vorgehen

Überprüfung der bisher angewandten Dichtekorrektur durch Kalibration der perforierten Saugbleche für unterschiedliche Dichteniveaus.

Literatur

- W. Schröder Determination of the laminar, turbulent transition stations of the ELFIN II HLF half wing S1 Ma wind tunnel experiment. HYLDA TR5, June 1997 und DLR IB 129-97/47.
- W. Schröder Definition of the first fifteen ELFIN II wing test cases for the boundary layer stability calculations. HYLDA TR 17, Feb. 1998.
- R. Müller
Th. Trenz Measurement of the suction surface characteristics of the ELFIN II wing. HYLDA TR 22, in preparation.
- W. Schröder Determination of the suction velocities for the boundary layer stability analysis of the first fifteen ELFIN II wing test cases. HYLDA TR 23, Febr. 1998.
- G. Schrauf Preparation of the boundary layer input for the analysis of the ELFIN II HLF experiment. HYLDA TR 24, Febr. 1998.

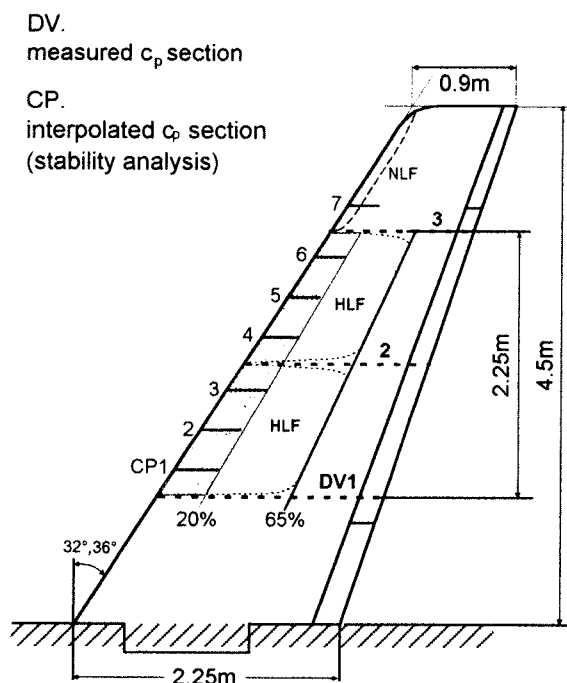


Bild 1: ELFIN II Fluegel

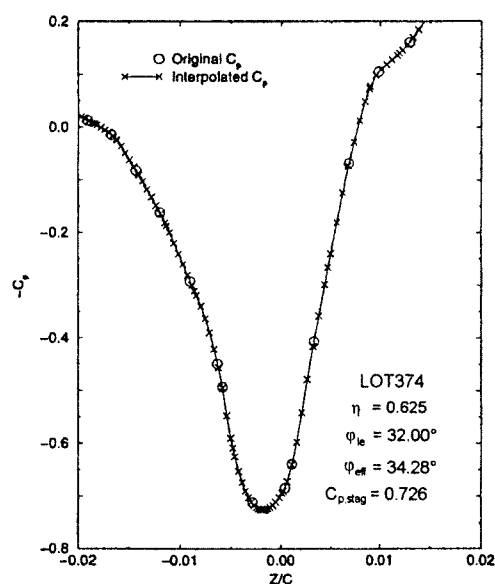


Bild 2: Bestimmung der Staupunktwerte (C_p und Lage)

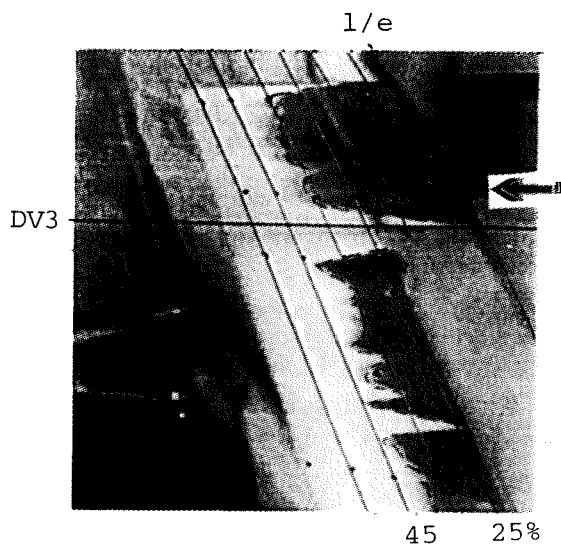


Bild 3: IR Aufnahme von der Oberseite im Aussenbereich des Fluegel

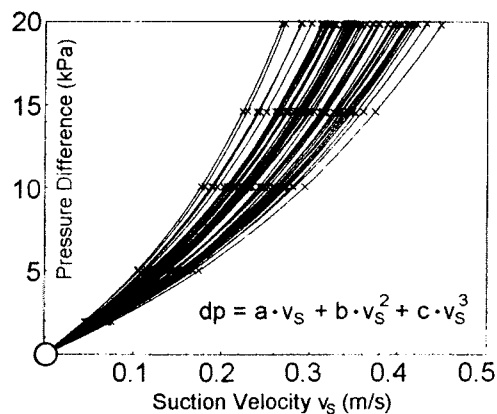


Bild 4: Durchlaessigkeit der Saugnase in Sektion CP4 (51 Saugkammern)

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr.-Ing. B. Stahl

Institution: DLR, Abteilung SM-WK-KKK

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln
Telefon: 02203 / 601 2297
Telefax: 02203 / 695 961
e-mail: Bernhard.Stahl@dlr.de

weitere Partner: DaimlerChrysler Aerospace,
Airbus Bremen

Thema: Aerodynamische Untersuchungen an einem
zweidimensionalen Airbus Profil

Ausgangssituation:

Bei früheren Messungen im DNW wurde an einem 3D-Airbus Modell eine Vorderkantenablösung durch das Aufplatzen einer laminaren Ablöseblase nachgewiesen. Wie aus diesen Experimenten bis zur Reynoldszahl 3 Mio. hervorgeht, ruft dies einen signifikanten Verlust des Auftriebs hervor. Dabei hängt die Entwicklung und Größe der Ablöseblase entscheidend von der Reynoldszahl ab. Mit zunehmender Reynoldszahl wird die Ablöseblase kleiner und man kann davon ausgehen, daß sie bei Flugreynoldszahlen vollständig verschwindet.

Ziel:

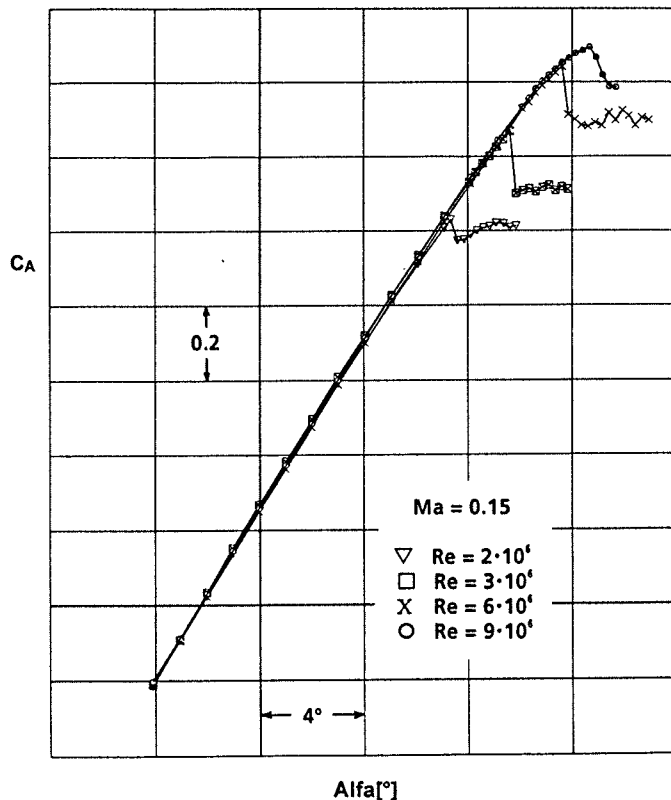
Bislang gab es bei Reynoldszahlen > 3 Mio. keine gesicherten Erkenntnisse über experimentelle Meßdaten des 2D Profils. Um diese Lücke zu schließen, wurde entsprechend der kritischen Flügelsektion des 3D-Modells ein zweidimensionales Modell gefertigt und am Kryo-Kanal Köln im Reynoldsbereich $2.8 \leq Re \cdot 10^{-6} \leq 14.3$ vermessen. Zielsetzung der Untersuchungen war es einerseits das Verhalten der laminaren Ablöseblase als Funktion der Reynoldszahl zu untersuchen und zum anderen einen Satz Meßdaten zu erhalten, um die Ergebnisse aus Computersimulationsverfahren zu validieren.

Lösungsweg:

Um die am äußeren Flügel des Flugzeugs herrschende Flugreynoldszahl $Re = 14.3$ Mio. am 2D-Modell zu simulieren, wurde das Modell mit der Profiltiefe 0.6 m und der Machzahl 0.2 auf 90 K abgekühlt. Zur Messung der Druckverteilung besitzt das Profil auf der Kanalmitte 54 statische Druckbohrungen und zum Test der Zweidimensionalität der Strömung zwei weitere Reihen bei 35%- und 65% der Spannweite 2.4 m. In Spannweitenrichtung sind an der Profilhase, bei 30% Profiltiefe und an der Profilhinterkante eine Reihe statischer Druckbohrungen angeordnet. Der Einfluß von Wandef-

fekten auf die Zweidimensionalität der Strömung wurde mit tangentialem Einblasen trockener Luft, durch Schlitze vor dem Profil, stark reduziert.

Ergebnis:



Einfluß der Reynoldszahl auf den Auftriebsbeiwert bei verschiedenen Anstellwinkeln des Airbus Profils

Aus den Experimenten geht hervor, daß bei kleinen Reynoldszahlen die Einblasung zu einer erheblichen Steigerung des Auftriebs führt. Bei höheren Reynoldszahlen wird der Effekt immer schwächer und ist bei $Re_{max} = 14.3 \cdot 10^6$ nicht mehr vorhanden. Dabei war die Einblasemenge so eingestellt, daß über die Druckmessungen in Spannweiten- und Tiefenrichtung eine zweidimensionale Profilumströmung weitgehend realisiert wurde. Die Zweidimensionalität der Strömung wurde außerdem mit Fädchen auf der Saugseite des Modells kontrolliert. Nachteilig bei dieser Visualisierung ist die Störung der Grenzschicht durch die Fädchen und die damit verbundene höhere Turbulenz. Dies hat zur Folge, daß selbst bei der maximalen Reynoldszahl 14.3 Mio. eine sehr kleine Ablöseblase an der Profilnase in den Druckverteilungen gerade noch zu erkennen ist. Messungen ohne Fädchen zeigen hingegen das vollständige Verschwinden der laminaren Ablöseblase.

Mit den durchgeführten Untersuchungen ist damit nachgewiesen, daß das Aufplatzen der Ablöseblase bei Flugreynoldszahlen nicht mehr auftritt und kein Verlust des Auftriebs hervorrufen kann. Darüber hinaus liegen umfangreiche Meßdaten bei hohen Reynoldszahlen vor, die zur Validierung von Computersimulationsverfahren einen wichtigen Beitrag liefern.

Literatur:

B. Stahl, W. Becker, R. Kronen, G. Enders
Druckmessungen und Infrarotmessungen am Laminarprofil NLF(2)-0415
Ergebnisse aus der 2. Meßkampagne. DLR-IB 39114-98A01

weiteres Vorgehen:

Im Frühjahr 1999 wird mit einer dritten Meßkampagne das 2D-Modell in Hochauftriebskonfiguration erneut im Kryo-Kanal vermessen.

Datum: 17.02.1999

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

**Laminarhaltung von Tragflügeln/
Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. C. Stemmer, Dr.-Ing. M. Kloker, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3429

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner

Prof. Schröder (RWTH Aachen), M. Baumann, J. Suttan (TU Berlin)
Prof. Tropea (TH Darmstadt), H. Lienhart, S. Becker (Universität Erlangen)
A. Schröder (DLR Göttingen)

Thema

Numerische Simulation des Grenzschichtumschlags an einem Flügelprofil und Vergleich mit experimentellen Messungen

Ausgangssituation

Die Vorgänge innerhalb einer transitionellen Grenzschicht mit positivem Druckgradient und die Erkenntnis über den vorherrschenden Umschlagtyp sind von besonderer Bedeutung für die Beurteilung der Transitionsmechanismen und die Vorhersage der Transitionslage an Tragflügeln. Ein tieferes Verständnis der Vorgänge, die zur Transition führen, ist erforderlich, um Aussagen über deren Entstehung und Entwicklung treffen zu können.

Ziel

Mit Hilfe von räumlichen direkten numerischen Simulationen (DNS) auf der Basis der vollständigen dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömung soll die instationäre räumliche Entwicklung von Störungen in der Grenzschicht eines Tragflügelprofils untersucht und mit Ergebnissen von Experimenten verglichen werden, die im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms "Transition", Themenkreis IV, durchgeführt werden.

Lösungsweg

Das verwendete numerische Verfahren löst die dreidimensionalen, instationären Navier-Stokes-Gleichungen in Wirbeltransportformulierung für inkompressible Strömungen durch Aufspaltung des Strömungsfeldes in einen zweidimensionalen, stationären Grundströmungsanteil und einen dreidimensionalen, instationären Störströmungsanteil. Aus den experimentell gewonnenen Druckverteilungen des Handschuhs am Flugerprobungsträger G-109B der TH Darmstadt werden mit Hilfe eines Grenzschichtverfahrens die Randbedingungen für das numerische Verfahren bestimmt und in einem ersten Schritt eine stationäre Lösung der zweidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen errechnet. Dies ist durch einen Schiebewinkel des Handschuhs von 0° gerechtfertigt. Um die Störungsentwicklung abschätzen zu können, werden auch Stabilitätsanalysen mit Hilfe der Linearen Stabilitätstheorie durchgeführt. Durch einen Störstreifen an der Wand können harmonische, dreidimensionale Wellen sowie Punktstörungen in das zweidimensionale Grundströmungsfeld eingebracht werden. Die Stromabwärtsentwicklung dieser Störungen in der Profilgrenzschicht gibt Aufschluß über die möglichen Transitionsmechanismen.

Ergebnis

Die lineare Entwicklung des Wellenzugs, hier ausgelöst durch eine harmonische Punktstörquelle bei $x/c=0.27$ ($c=1,30\text{m}$), ist hinreichend bekannt, so daß die nichtlineare Entwicklung im Mittelpunkt der Untersuchungen steht. In Bild 1 ist

die Entwicklung der spannweiten Wirbelstärke ω_z an der Wand dargestellt. Deutlich ist das Auftreten lokaler Rückströmung an der Wand sichtbar (weiße Gebiete), die zunächst noch die typisch halbmondförmige Gestalt der Wellenfront aufweist. Doch bereits eine Tollmien-Schlichting Wellenlänge stromab ist die Wellenfront bei $z=\pm 8\text{mm}$ deutlich verformt. Die symmetrisch außermittige Beschleunigung der Wellenfront kann der Entstehung eines Λ -Wirbels zugeordnet werden. In Bild 2 ist ein Ausschnitt des betrachteten Gebietes auf dem Tragflügel überhöht dargestellt. Die Koordinate $z=0\text{mm}$ ist hierbei der Mittelschnitt, d.h. die Achse auf der sich auch die Punktstörquelle befindet. Bei der z -Position $z=\pm 8\text{mm}$ und $x/c=0,42$ können eindeutig Λ -Wirbel identifiziert werden. Weitere Untersuchungen haben gezeigt, daß für den beobachteten Umschlagtyp die 2-D Welle keine Rolle spielt und deshalb von einem Umschlag gesprochen werden kann, der durch 3-D Wellen dominiert ist (*multiple oblique breakdown*).

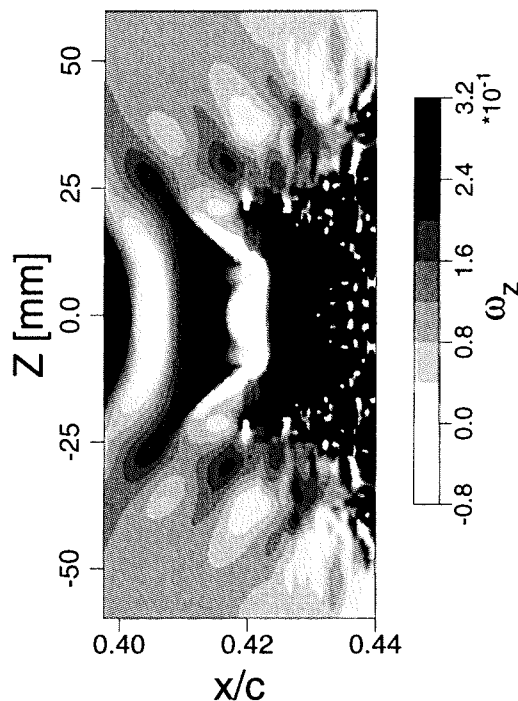


Bild 1: spannweite Wirbelstärke ω_z
an der Wand, momentan

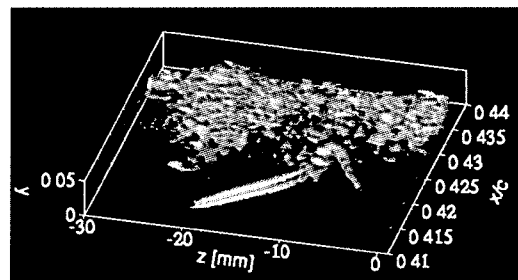


Bild 2: Auswertung eines momentanen Strömungszustandes nach dem λ_2 -Eigenwertkriterium

Literatur

- [1] C. Stemmer, M. Kloker, S. Wagner: DNS of Harmonic Point Source Disturbances in an Airfoil Boundary Layer. AIAA Paper 98-2436 29th AIAA Fluid Dynamics Conference, Albuquerque, New Mexico, 15.-18. Juni 1998.
- [2] C. Stemmer, J. Suttan, M. Kloker, W. Nitsche: Point-source induced transition in free flight, 11th STAB Symposium '98, Berlin. In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vieweg Verlag, 1999.

weiteres Vorgehen

Nach der ausführlichen Betrachtung der möglichen Umschlagsszenarien ausgelöst durch die harmonische Punktstörquelle wird der Parameterraum auf mehrere Störungsfrequenzen ausgedehnt. Dadurch wird ein Schritt in Richtung der Simulation der natürlichen Transition durchgeführt. Vergleiche der Störungsentwicklung bei veränderten Druckgradienten sollen den Einfluß desselben deutlich machen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner P. Wassermann, M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon:(0711) 685-3426

Telefax:(0711) 685-3438

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

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung quasipulsförmiger Störungen in 3-D-Grenzschichten am schiebenden Flügel.

Ausgangssituation Die Untersuchungen zu Transitionsvorgängen in 3-D-Grenzschichten zeigen eine bisher unzureichend verstandene Vielfalt und Komplexität der Störungsentwicklung im Vergleich zu 2-D-Grenzschichten. Die Kenntnis dieser Transitionsmechanismen ist aber sowohl für vereinfachte Vorhersagemethoden als auch für die aktuell diskutierte, gezielte Transitionsbeeinflussung notwendig.

Ziel Mit räumlichen direkten numerischen Simulationen soll die realistische, überlagerte Ausbreitung eines Paketes von Querströmungs- und Tollmien-Schlichting Moden in einer 3-D-Grenzschicht mit negativem und anschließend positivem Druckgradienten bis in nicht-lineare Umschlagstadien untersucht werden.

Lösungsweg Das verwendete numerische Verfahren beruht auf einem O4-expliziten, O6-kompakten Finite Differenzen / Spektral-Verfahren zur Lösung der vollständigen, dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Fluide, wobei die Strömungsgrößen in einen laminaren, stationären Grundströmungsanteil und in einen Störanteil aufgespalten werden. In einem ersten Schritt wird eine laminare, dreidimensionale Grundströmung berechnet, die der Strömung im vorderen Bereich eines schiebenden Flügels nachempfunden ist und durch den vorgegebenen Außengeschwindigkeitsverlauf festgelegt wird. Die Strömung ist zunächst stark beschleunigt und anschließend verzögert (Bild 1 zeigt den Außengeschwindigkeitsverlauf, sowie einige charakteristische Grenzschichtgrößen). Anschließend wird diese Grundströmung mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie analysiert, um einen Überblick über die Anfachung verschiedener Störungen zu bekommen. So können für die Simulationen Störungen mit relevanten Querwellenzahlen und Frequenzen ausgewählt werden. Durch einen Störstreifen an der Wand werden dann in einem zweiten Schritt kontrolliert Störungen in die laminare Grundströmung eingebracht und deren Entwicklung stromab berechnet.

Ergebnis In den bisherigen Simulationen wurde die Entwicklung und Kontrolle eines Paketes von stationären Querströmungswirbelmoden (QSW) untersucht. Aufgrund der Ergebnisse der linearen Stabilitätsanalyse wurde die Grundquerwellenlänge $\gamma = 45$ gewählt und die stationären Moden (0,1) bis (0,4) angeregt. Bei Amplituden im linearen Bereich sind die QSW zunächst stark angefacht und auch im verzögerten Bereich der Grundströmung (APG-Region) findet keine signifikante Amplitudenabnahme statt. Die Moden (0,1) und (0,2) sind sogar weiterhin angefacht.

Wird die Anregeamplitude der QSW erhöht, um die nichtlineare Entwicklung des QSW-Paketes zu untersuchen, so kann man eine Sättigung der QSW bei $x \approx 2.8$ auf unterschiedlichem Amplitudenniveau beobachten (Bild 2, (h,k): Frequenz, Querwellenzahl). Das Szenario wird von der Mode (0,2) dominiert (die Werte bis zu 20% erreicht), und es zeigt sich ein signifikanter Einfluß der anfänglichen z-Phasenbeziehung zwischen den einzelnen QSW (entsprechend lokalem Ausblasen, wie hier gezeigt, oder lokalem Absaugen) auf die Entwicklung stromab [1].

Ferner wurden verschiedene Strategien zur Reduzierung der QSW-Amplituden untersucht. Zunächst wurden stromab gezielt z-gegenphasige Kontrollstörungen in die Grenzschicht eingebracht, um die ursprünglichen QSW auszulöschen. Dabei zeigte sich, daß der Erfolg dieses Vorgehens stark von der genauen Bestimmung der z-Phasenlage der Kontrollstörung abhängt. Deshalb ist es im Falle eines QSW-Paketes notwendig, jede Mode separat zu kontrollieren (Bild 3: Fälle A, B: Kontrolle mit fest vorgegebener Phasenbeziehung zwischen den Kontrollstörungen, "lochförmig"; Fall C: modale Kontrolle). Eine weitere Strategie zur Beeinflussung der QSW ist die dreidimensionale Vordeformation der Grundströmung durch eine ihrerseits schwach instabile, stationäre Querströmungsmoden mit einer Amplitude von mindestens 5%, die stromauf der eigentlichen Störstelle angeregt wird. Dadurch kann sowohl das Rezeptivitätsverhalten als auch die Anfachung des ursprünglichen QSW-Paketes positiv beeinflusst werden (Bild 4). Genauere Untersuchungen ergaben auch hier einen Einfluß der z-Phasenbeziehung zwischen Vordeformation und QSW-Paket und es stellte sich heraus, daß die nichtlinear generierte, mittlere Verformung der Grundströmung (0,0) eine entscheidende Rolle spielt.

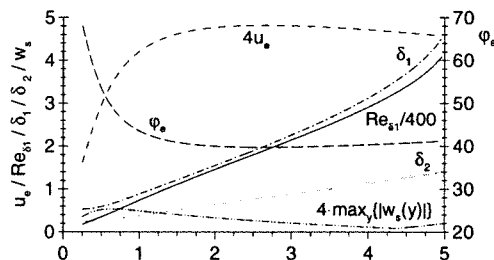


Bild 1: Außengeschwindigkeitsverlauf und charakteristische Grenzschichtgrößen

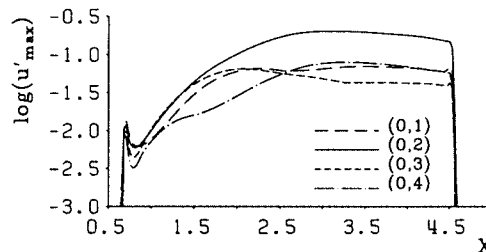


Bild 2: Nichtlineare Amplitudenentwicklung stationärer Querströmungsmoden

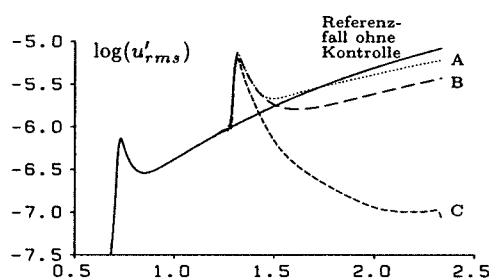


Bild 3: rms-Amplitudenentwicklung bei verschiedenen aktiven Kontrollstrategien; A, B: lokalisiert; C: modal

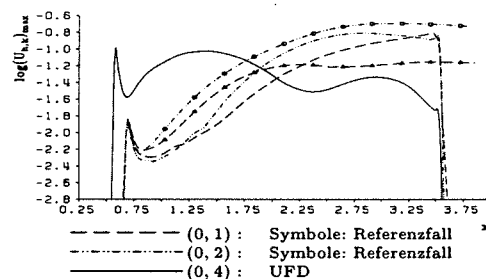


Bild 4: Rezeptivität und Amplitudenentwicklung unter dem Einfluß einer stationären Vordeformation (UFD)

Literatur

[1] Wassermann, P.; Kloker, M.: Direct Numerical Simulation of the Development and Control of Boundary-Layer Crossflow Vortices. In Nitsche, W.G.; Hilbig, R., (eds.): *New results in numerical and experimental fluid dynamics*. 11. STAB/DGLR Symposium, November 1998. NNFM, Vieweg Verlag, Berlin.

weiteres Vorgehen

In weiteren Untersuchungen soll die überlagerte Ausbreitung von Paketen stationärer und instationärer CF/TS-Moden behandelt werden, wodurch Aufschlüsse über verschiedene Transitionsmechanismen erwartet werden. Parallel dazu sollen auch weiterhin Möglichkeiten zur passiven und aktiven Kontrolle der Störungen untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Wörner, PD Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3405

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner Dr.-Ing. W. Würz, Dipl.-Ing. S. Herr, Institut für Aero- und Gasdynamik

Thema Numerische Untersuchung zur Rezeptivität zweidimensionaler laminarer Grenzschichten gegenüber Außenstörungen

Ausgangssituation Die natürliche Transition in zwei- oder dreidimensionalen Grenzschichten ist ein räumlich ablaufender Prozeß, der grob in die zwei Bereiche Störungserzeugung und Störungsausbreitung unterteilt werden kann. Gesicherte Erkenntnisse liegen momentan nur darüber vor, daß der Bereich der linearen Störungsentwicklung auch in Grenzschichten mit Druckgradient von der linearen Stabilitätstheorie gut erfaßt wird. Die direkte Abhängigkeit des Umschlagsprozesses von den Anfangsstörungen ist jedoch einer der wichtigsten Gründe für die gegenwärtig noch vorhandenen Unsicherheiten der Vorhersage des Umschlagsbereichs. Die Einflüsse von Oberflächenrauigkeiten auf die Anfangsstörung und damit die Umschlagslage sind bislang unzureichend erforscht und können daher bei bisherigen Methoden der Transitionsvorhersage nicht berücksichtigt werden.

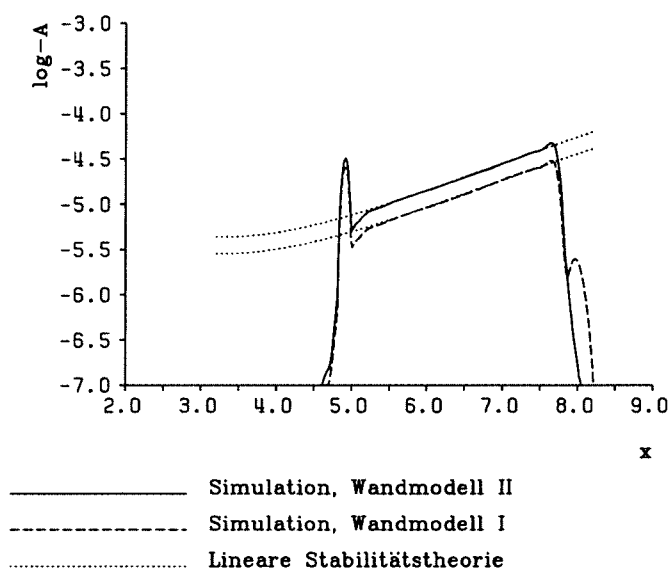
Ziel Mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen (DNS) soll der Einfluß von Bautoleranzen (Stufen, Nieten, Welligkeiten) auf die Rezeptivität zweidimensionaler laminarer Grenzschichten mit und ohne Druckgradient in Strömungsrichtung gegenüber Störungen in der Anströmung (Schall und Turbulenz) untersucht werden. Für ausgewählte Fälle sollen Rezeptivitätskoeffizienten ermittelt werden, die zur Validierung von Methoden der Transitionsvorhersage unter Einbeziehung des Einflusses der Anfangsstörungen benötigt werden.

Lösungsweg Untersucht wird zunächst die Interaktion einer Schallwelle mit einem zweidimensionalen Rauigkeitselement auf einer ebenen Platte. Verwendet wird hierzu ein Finite-Differenzen-Verfahren 4. Ordnung, das die vollständigen zweidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen löst. Die Schallwelle wird hierbei modelliert durch die analytische Lösung des 2. Stokes'schen Problems. Mit Hilfe einer Transformation der Haftbedingung an der Kontur der Rauigkeit in eine Randbedingung für u und v am unteren Rand des Integrationsgebiets kann trotz Verwendung eines kartesischen Gitters in der Simulation eine beliebige Rauigkeit modelliert werden. Die Transformation geschieht hierbei mit Hilfe eines Polynomansatzes 5. Ordnung in Wandnähe, wobei die Koeffizienten so bestimmt werden, daß sowohl u als auch v auf Höhe der Rauigkeit verschwinden. Da die an der Rauigkeit entstehende TS-Welle die selbe Frequenz wie die Schallwelle sowie eine aus numerischen Gründen am linken Rand des Integrationsgebietes generierte TS-Welle aufweist, können diese drei Anteile nicht durch eine simple Fourieranalyse voneinander getrennt werden. Um nur die an der Rauigkeit entstehende TS-Welle aus der Lösung zu extrahieren, müssen daher zwei Simulationen durchgeführt werden, eine mit und eine ohne Rauigkeit. Eine Subtraktion der Ergebnisse der beiden Simulationen liefert nur die an der Rauigkeit generierte TS-Welle. Die aus den Simulationen ermittelten Rezeptivitätskoeffizienten werden zur Validierung des verwendeten Verfahrens mit Experimenten von Herr und Würz verglichen.

Ergebnis

Die Abbildung unten zeigt den aus der Simulation errechneten Amplitudenverlauf über x der an der Rauigkeit entstehenden Tollmien-Schlichting-Welle. Ein Vergleich der Anfachungsraten sowie der Profile von u über y mit der linearen Stabilitätstheorie zeigt, daß es sich dabei tatsächlich um eine TS-Welle handelt. Im Bereich des Rauigkeitselementes ist die TS-Welle nicht sichtbar, da sie hier von der aus der Randbedingung in Verbindung mit der Schallwelle resultierenden Schwingung verdeckt wird. Um die Amplitude der TS-Welle am Ort der Rauigkeit ablesen zu können, welche zur Bestimmung eines Rezeptivitätskoeffizienten benötigt wird, wurde eine Extrapolation mit Hilfe der aus der linearen Stabilitätstheorie errechneten Anfachungsraten durchgeführt. Der so ermittelte Rezeptivitätskoeffizient für 2D-TS-Wellen zeigt eine gute Übereinstimmung mit dem von Herr und Würz experimentell ermittelten Rezeptivitätskoeffizienten für diesen Fall. Desweiteren zeigt sich in den Simulationen, daß es einen großen Einfluß auf das Ergebnis hat, ob bei der Modellierung der Rauigkeit die Haftbedingung an der Kontur für beide Geschwindigkeitskomponenten erfüllt wird (Wandmodell II) oder, einem vereinfachten Ansatz folgend, nur für die wandparallele Geschwindigkeit u (Wandmodell I) (siehe Abbildung).

Rauigkeit bei $x_1=4.9$, $h=5 \cdot 10^{-5}$, $b=0.1$



Amplitudenverlauf der am Rauigkeitselement entstehenden TS-Wellen

Literatur

Wörner, A., Rist, U., Wagner, S. (1998): **Direkte Numerische Simulation der Wechselwirkung von Schallwellen mit lokalen Veränderungen auf einer Plattenoberfläche.** DGLR-Jahrbuch 1998

Würz, W., Herr, S., Wagner, S., Kachanov, Y. (1999): **Experimental Investigation on 3D Acoustic Receptivity of a Laminar Boundary Layer in the Presence of Surface Nonuniformities.** 11. AG STAB Symposium, Berlin

weiteres Vorgehen Zur weiteren gegenseitigen Validierung von Experiment und Simulationen sollen Untersuchungen bei unterschiedlichen Schallfrequenzen durchgeführt werden. Die Modellierung der Rauigkeit in den Simulationen soll desweiteren auf ein dreidimensionales Rauigkeitselement erweitert werden. Da in den Experimenten bereits Messungen an einer 3D-Rauigkeit durchgeführt wurden, liefert dies dann ebenfalls eine weitere Möglichkeit zur Validierung der Ergebnisse. Untersucht werden soll hierbei ebenfalls die Rezeptivität gegenüber Wirbelstärkestörungen. Eine mögliche Anwendung der aus den Simulationen gewonnenen Daten besteht darin, über gemessene TS-Amplituden, bekannte Rauigungsgeometrie und Rezeptivitätskoeffizienten, die in der Anströmung vorhandenen Störungen genauer zu quantifizieren.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung und Transition / Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. W. Würz, Dipl.-Ing. S. Herr, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart	
Adresse	Paffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 6853424 Telefax: (0711) 6853438
weitere Partner	Prof. Y. S. Kachanov, ITAM, Novosibirsk	
Thema	Experimentelle Untersuchungen zur akustischen Rezeptivität einer Einzelrauhigkeit in einer 2-dimensionalen Grenzschicht	

Ausgangssituation

Bei der industriellen Herstellung von Tragflügeln kann die geforderte Oberflächenqualität von Windkanalmodellen aus ökonomischen und auch konstruktiven Gründen meist nicht realisiert werden. Oberflächenstörungen liegen 2-dimensional z.B. in Form von Stufen oder Wellen, aber vor allem auch 3-dimensional als Einzelstörung, wie z.B. Nietköpfe oder Insektenresten vor. Die erhöhte Rezeptivität der Grenzschicht im Bereich der Oberflächenunstetigkeiten führt über größere Anfangsamplituden A_0 der TS-Wellen oder über größere Anfachungsraten α_i zu einer Verkürzung der laminaren Laufstrecke und somit zu einer Leistungseinbuße des Tragflügels. Die Auswirkungen dieser Oberflächenstörungen auf die Rezeptivität der laminaren Grenzschicht in Verbindung mit einem äußeren Schallfeld soll experimentell untersucht werden.

Ziel

Es soll die komplexe Rezeptivitätsfunktion einer Einzelrauhigkeit gegenüber Schallstörungen ermittelt werden. Der Betrag dieser Funktion beschreibt die Anfangsamplitude der initiierten TS-Welle bezogen auf die Störungshöhe und die Stärke des äußeren Schallfeld, für jede spannweite Wellenzahl. Das Argument legt die entsprechende Phasenbeziehung fest.

Lösungsweg

Im Laminarwindkanal des IAG ($Tu \leq 0.02\%$) werden detaillierte Hitzdrahtmessungen zur Entwicklung der Störungen in der Grenzschicht an einem 2-dimensionalen Profilmodell durchgeführt. Für die Untersuchungen wird ein an der Störquelle ebenes Schallfeld mit der Frequenz $F_{akustik} = 1088 \text{ Hz}$ erzeugt, die der am stärksten angefachten TS-Frequenz entspricht. Die Einzelrauhigkeit wird durch eine Störquelle dargestellt, die mit sehr niedriger Frequenz $F_{vibration} = 17 \text{ Hz}$ schwingt und daher für das Schallfeld quasi wie eine stationäre Rauigkeit wirkt. Durch Amplitudenmodulation werden in der Grenzschicht auch TS-Wellen mit den Frequenzen $F_{TS} = F_{akustik} \pm F_{vibration}$ generiert, die eine Separierung der entstandenen TS-Wellen von dem sie erzeugenden Schallanteil am Hitzdrahtsignal ermöglichen. Die Störquelle besteht aus einer Vinyl-Membran, die pneumatisch ausgelenkt wird. Hitzdrahtmessungen erfolgen 2-10 TS-Wellenlängen stromab der Störquelle als spannweite Schnitte mit $y/\delta_2 = 2,2 = \text{const.}$, entsprechend dem Maximum der Eigenfunktion für Schräglaufwinkel bis 60 Grad.

Ergebnisse

Die Auslenkung der verwendeten Störquelle wurde mit Hilfe eines Laser-Triangulationsmeßgeräts sorgfältig vermessen. Abb.1 zeigt die auf die Maximalauslenkung bezogene Amplitude der Membran-Vibration. In Abb.2 ist ein Ausschnitt aus dem Leistungsdichtespektrum des Hitzdrahtsignal auf Höhe der Störquelle und 6 TS-Wellenlängen stromab dargestellt. Aufgrund einer schwingungsarmen Auflagerung der Hitzdrahtsonde und angepaßter Signalkonditionierung mit phasengekoppelter Meßwertaufnahme ist das Signal-Rausch-Verhältnis der relevanten Nebenmaxima groß genug, um alle spannweiten Schnitte im linearen Bereich $U_{TS}/U_\delta \leq 0.005$ durchführen zu können. In Abb.3 wird der wandnormale und in Abb.4 der spannweite Amplitudenverlauf der Nebenmaxima gezeigt. Wird der spannweite Verlauf fouriertransformiert, so kann die Entwicklung von TS-Wellen unterschiedlicher spannweitischer Wellenzahl verfolgt werden, wodurch in einem nächsten Schritt die Extrapolation auf die jeweilige Amplitude und Phase an der Störstelle möglich wird.

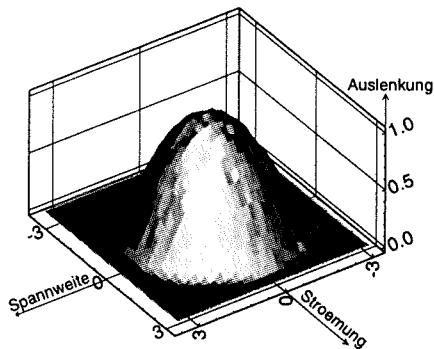


Abb1.: Auslenkung der Störquellenmembran

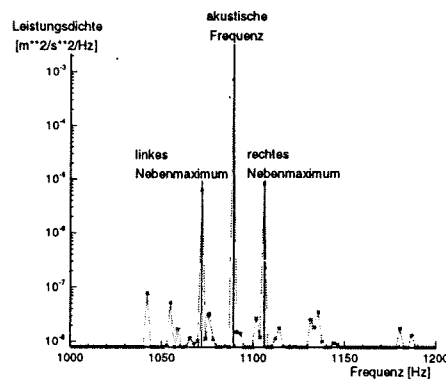


Abb2.: Leistungsdichtespektrum mit Haupt- und Nebenmaxima

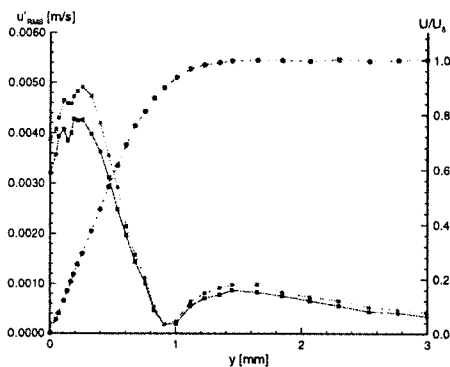


Abb3.: Profil der Störampitude in Wandnormalenrichtung

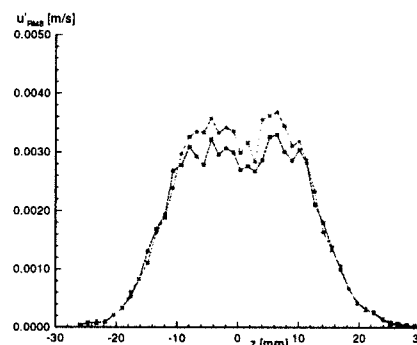


Abb4.: Spannweiter Verlauf der Störampituden

- Literatur** Y.S. Kachanov: Experimental Studies of Three-dimensional Instability of Boundary-Layers, AIAA 96-1978, 1996
A.V. Ivanov, Y.S. Kachanov, T.G. Obolentseva: Experimental Investigation of Flat-Plate Boundary-Layer Receptivity to 3D Surface Vibrations, Euromech Colloquium 359, Stuttgart, 1997

Weiteres Vorgehen

Aus der Stromabentwicklung der TS-Wellen unterschiedlicher spannweitischer Wellenzahl sollen die Anfangsamplituden an der Störquellenposition extrapoliert werden und anhand des bekannten Wellenzahlspektrums der Störquelle und den Werten des Schallfeldes die komplexe Rezeptivitätsfunktion bestimmt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Bleilebens, Prof. Dr.-Ing. H. Olivier

Institution: RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse: Templergraben 55
52056 Aachen

Telefon: 0241/80-6403
Telefax: 0241/8888-175
e-mail: martin@swl.rwth-aachen.de

weitere Partner: Teilprojekt C2, DFG-SFB 253 (Aachen)

Thema: Strömungsuntersuchungen an Teilmodellen der Hyperschall-Konfiguration ELAC

Ausgangssituation:

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 253 „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“ werden am Stoßwellenlabor detaillierte Messungen der Druck- und Wärmestromverteilung sowohl an der Referenzkonfiguration ELAC als auch an Teilmodellen von Steuerflächen und Triebwerkseinlauf durchgeführt.

Ziel:

Zur Untersuchung der Funktionsfähigkeit von Steuerflächen und Triebwerkseinläufen von Hyperschall-Flugzeugen ist eine genaue Kenntnis des Strömungsfeldes bei hohen Anströmgeschwindigkeiten notwendig. Messungen der Druck- und Wärmestromverteilung sowie Schlierenaufnahmen können Daten über den Einfluß verschiedener Randbedingungen (z.B. laminare bzw. turbulente Grenzschichtströmung) bereitstellen.

Lösungsweg:

Es wurden das Modell einer 24°-Rampe (Simulation einer Steuerfläche) sowie des 3-Rampeneinlaufs (Rampenwinkel: 11°, 22°, 38°) der Referenzkonfiguration ELAC hergestellt, die auf eine ebene Platte montiert werden können. Messungen der Druck- und Wärmestromverteilung wurden für eine Anström-Machzahl von $M_\infty \approx 7.7$ und Reynoldszahlen von $Re_\infty = 4.2 \text{ Mio. m}^{-1}$ bzw. $Re_\infty = 16.5 \text{ Mio. m}^{-1}$ im Stoßwellenkanal TH2 des Labors durchgeführt [1]. Verwendet wurden kommerzielle Drucksonden bzw. Thermoelemente sowie am Stoßwellenlabor hergestellte Dünnfilm-Widerstandsthermometer. Das Verhalten der Grenzschicht auf der Oberseite der ebenen Platte (insbesondere der laminar/turbulente Umschlag bei hohen Reynoldszahlen) wurde aus Wärmestrom-Messungen abgeleitet, um eine Charakterisierung der Anströmung der Rampenmodelle zu erreichen. Ein richtungscodierendes Farbschlieren-Verfahren machte Details des Strömungsfeldes (z.B. Stoßlagen, Ablösestöße, Grenzschichtverhalten) im Überblick sichtbar [2].

Das Meßprogramm umfasste für das 24°-Rampenmodell und den 3-Rampeneinlauf Versuche mit Anstellwinkel (der ebenen Platte) von $\alpha = 0^\circ$ für beide Reynoldszahlen. Bei der Auslegung des Einlaufs wurde bei $M_\infty > 5.3$ ein Anstellwinkel des Fluggeräts von $\alpha = 3.4^\circ$ festgelegt. Die ELAC-Unterseite hat zur Mittellinie einen Winkel von $\alpha_g = 2.6^\circ$. Am 3-Rampeneinlauf wurden deshalb zusätzlich Versuche mit $\alpha = 5^\circ$ und $\alpha = 6.5^\circ$ bei kleiner Reynoldszahl durchgeführt, um eine realistische Anströmung des Einlaufs zu simulieren.

Ergebnis:

Die Abbildungen 1 und 2 zeigen die dimensionslosen Wärmestrom- und Druckverteilungen am 3-Rampeneinlauf für Anstellwinkel $\alpha=0^\circ$, 5° , 6.5° . Die erste Rampe beginnt bei $x=0\text{mm}$.

Für $\alpha=0^\circ$ ist ein Anstieg des Drucks im Bereich der Grenzschichtablösung erkennbar. Die Abnahme der Stantonzahl in diesem Bereich der ebenen Platte deutet auf eine laminare Ablösung hin. Für größere Anstellwinkel verschiebt sich dieser Effekt stromab. Die Ablösblase vor der ersten Rampe wird erheblich kleiner. Die Positionen der Ablösung für $\alpha=0^\circ$ und $\alpha=5^\circ$ wurden zusätzlich aus Farbschlieren-Aufnahmen entnommen.

Die Zunahme des Wärmestroms sowie die erreichten Druckverhältnisse auf den drei Rampen sind erkennbar. Zum Vergleich sind die Druckverhältnisse gezeigt, wie sie sich aus der reibungsfreien Theorie schräger Stöße ergeben würden. Der Druckabfall in Strömungsrichtung ergibt sich aus der Verwendung einer kegeligen Windkanaldüse. Für die ersten beiden Rampen erreichen die gemessenen Druckverhältnisse etwa den theoretisch erwarteten Wert, während sie auf der dritten Rampe deutlich von diesem abweichen. Der Druckanstieg auf der ersten Rampe bei $\alpha=0^\circ$ deutet auf eine laminare Grenzschicht großer Dicke hin, die vor der zweiten Rampe erneut ablöst. Hierdurch ist der Abfall der Wärmestroms in diesem Bereich erklärbar. Farbschlieren-Aufnahmen unterstützen diese Vermutung. Bei größeren Anstellwinkeln tritt dieser Effekt nicht mehr auf.

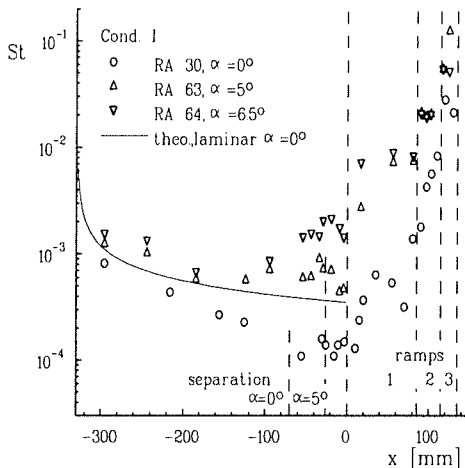


Abbildung 1

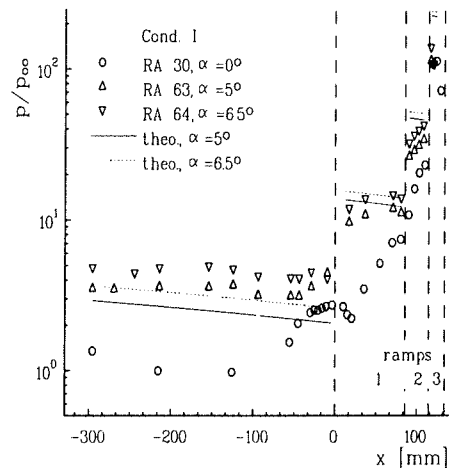


Abbildung 2

Literatur:

[1] Olivier H., Vetter M., Grönig H., 1991, *High enthalpy testing in the Aachen shock tunnel TH2*, Proc. of the First European Symp. Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 377-384.

[2] Olivier H., Grönig H., 1995, *Instrumentation techniques of the Aachen shock tunnel TH2*, 16th Int. Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA.

weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen am 3-Rampeneinlauf sollen fortgesetzt werden. Durch Verwendung seitlicher Platten am Einlaufmodell sollen dreidimensionale Effekte auf die Rampenströmung vermieden werden. Detaillierte Messungen der Pitotdruckverteilung im Einlauf sind ebenfalls in Vorbereitung.

Datum:

17.2.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Hyperschall**Ansprechpartner:** Rolf-D. Boettcher**Institution:** DLR-Institut für Strömungsmechanik
Abt. Aerothermodynamik**Adresse:** Bunsenstraße 10
37073 Göttingen**Telefon:** (0551) 709-2318**Telefax:** (0551) 709-2800**e-mail:** rolf.boettcher@dlr.de**Thema:** Kopplung von Navier-Stokes- und Monte-Carlo-Verfahren zu einem Hybridverfahren für die Berechnung von Strömungen über weite Verdünnungs- bzw. Expansionsbereiche**Ausgangssituation:**

Bei Raumfahrtanwendungen treten Strömungsbedingungen auf, die durch extremes Nichtgleichgewicht, starke Gradienten und hohe Expansionsverhältnisse gekennzeichnet sind, wie z.B. in Stößen vor und in Nachläufen hinter stumpfen Eintrittskörpern und bei Triebwerkstrahlen ins Vakuum. Kontinuumsrechenverfahren liefern im Bereich starker Verdünnung und bei extremen Zustandsänderungen über kleinste Distanzen keine verlässlichen Lösungen mehr, gaskinetische Verfahren wie die Monte-Carlo-Simulation erfordern für dichtere Strömungen exzessiven Rechenaufwand. Eine durchgehende Verwendung nur eines Verfahrens ist daher z.B. bei einem Triebwerk von der Ruhekammer bis in den äußeren Randbereich der Expansion nicht möglich.

Ziel:

Aufbau eines Hybridverfahrens aus der Kopplung eines Navier-Stokes- und eines DSMC- (Direct Simulation Monte Carlo) Verfahrens, die das jeweils für sie geeignete Strömungsgebiet bearbeiten und an der Grenze über geeignet ausgewählte Strömungsgrößen gekoppelt werden. Die Umschaltung wird durch einen Parameter zur Charakterisierung der lokalen Abweichung von typischen Kontinuums- bzw. gaskinetischen Bedingungen gesteuert.

Lösungsweg:

Für die Auswahl der an der Verfahrensgrenze anzupassenden Strömungsgrößen werden mehrere Möglichkeiten vorgeschlagen (neben Dichte, Temperatur und Geschwindigkeit auch Flußgrößen), ebenso für das Umschaltkriterium (lokale Gradienten, Nichtgleichgewichts- und Verdünnungsparameter). Da die Kopplung zwischen einem deterministischen und einem statistischen Verfahren außerdem grundsätzliche Probleme mit konfigurationsabhängigen Unterschieden aufweist, wurde für die Erfahrungssammlung zunächst ein vorhandenes Navier-Stokes- mit einem DSMC-Verfahren "off-line" über Dateien gekoppelt. Da es keine

alternativen Rechenmöglichkeiten zur Überprüfung gibt, bedarf es verlässlicher Experimente für eine unabhängige Aussage über die Güte dieses Hybridverfahrens. Dazu werden Messungen an simulierten Raketenabgasstrahlen in der STG (Simulationsanlage für Treibstrahlen Göttingen) herangezogen, die in der Expansion durchgehend den gesamten Bereich vom Kontinuum bis ins freimolekulare Gebiet überdecken.

Ergebnisse:

Die Nachrechnungen der mit einer DASA 0.5N-Düse und Stickstoff bei Austritts-Reynoldszahlen von 800 bis 3200 gemessenen Fälle ergaben gute Übereinstimmung für axiale und radiale Teilchenflußprofile [1]. Weitere Rechnungen für Wasserstoff und andere Düsen sind in Arbeit, und eine demnächst einsatzreife Lasermesstechnik für Rotationstemperaturen wird Daten für eine noch detailliertere Beurteilung liefern.

Literatur:

- [1] M. Rosenhauer, K. Plähn, K. Hannemann: "Comparison of Decoupled Hybrid Navier-Stokes-DSMC Calculations with Experiments in Plumes."
21st Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Marseille 1998.

Weiteres Vorgehen:

Verfeinerung der Kopplungsmethoden für innere Molekülfreiheitsgrade und an Berandungen, vor allem in Wandnähe. Ökonomischere Verteilung der Rechenlast durch Ausdehnung des NS-berechneten Bereichs über Multiblock-Verfahren. Schrittweise Integration beider Verfahren durch automatisches Auffinden der NS-DSMC-Grenze und Umschalten, mit dem Fernziel, ein einheitliches, nach Verfahrensbedarf modifiziertes bzw. verfeinertes (unstrukturiertes) Gitter zu benutzen.

Datum: 05.03.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. S. Brück, Dr. V. Hannemann, H. Lüdeke, Dr. J.M.A. Longo, M. Orlowski

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dassault Aviation, European Space Agency,
National Aeronautic and Space Administration

Thema Analyse der Strömung um die X-38 Konfiguration im Hyperschall

Ausgangssituation

NASA und verschiedene europäische Partner arbeiten derzeit an einem neuen wiederverwendbaren Raumfahrzeug. Dieses X-38 oder CRV (Crew Rescue Vehicle) bezeichnete Gefährt soll zunächst als Bestandteil der zukünftigen internationalen Raumstation die sichere Rückkehr der Besatzung in einem Notfall gewährleisten, später als Basis bei der Entwicklung eines europäischen Raumtransportsystems dienen. Aerodynamische Grundlage des Fahrzeugs ist eine bereits in den 60iger und 70iger Jahren untersuchte und X-24 bezeichnete Konfiguration.

Ziel

Die Möglichkeiten numerischer Verfahren bei der Entwicklung von Raumtransportsystemen sollen untersucht, sowie Erfahrungen in Bezug auf Modellierung und Beiwerte gesammelt werden. Die Auslegung der Prototypen soll besonders im Hinblick auf die Wärmeschutzsysteme unterstützt sowie die Auslegung der Serienfahrzeuge vorbereitet werden.

Vorgehensweise

Mit dem CEVCATS-N Code [1] des DLR wurde eine Vielzahl von Berechnungen der Strömung um die jeweils aktuelle X-38 Konfiguration durchgeführt [2]-[4], sowohl Lösungen der Euler-Gleichungen als auch Lösungen der Navier-Stokes Gleichungen mit und ohne Einbeziehung der Chemie. Die Anströmbedingungen wurden dabei zwischen Geschwindigkeiten von $Ma_\infty = 6$ und $Ma_\infty = 25$, sowie Anstellwinkeln von $\alpha = 20^\circ$ und $\alpha = 50^\circ$, entsprechend einer Trajektorie zwischen $h = 38$ km und $h = 75$ km variiert. Besonderes Augenmerk galt einer möglichst hohen Genauigkeit bei der Vorhersage von Wärmebelastungen. Die Ergebnisse wurden mit der von der X-24 zur Verfügung stehenden aerodynamischen Datenbasis, neueren Windkanaluntersuchungen und Ergebnissen anderer numerischer Verfahren verglichen.

Ergebnis

Abbildung 1 zeigt den sich aus einer Lösung der Navier-Stokes Gleichungen ergebenden Wärmefluß in W/cm^2 an der Oberfläche der aktuellen X-38 Konfiguration bei einer Geschwindigkeit von $Ma_\infty = 25$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 40^\circ$. **Abbildung 2** vergleicht den Wärmefluß entlang des in Abb. 1 gekennzeichneten Schnittes bei diesen Bedingungen unter Verwendung verschiedener Netzdichten. Die Übereinstimmung der Ergebnisse ist sehr gut. Sowohl auf der Luvseite als auch auf der Leeseite liegt die Genauigkeit bei der Vorhersage von Wärmebelastungen deutlich unter den Erfordernissen des Projekts.

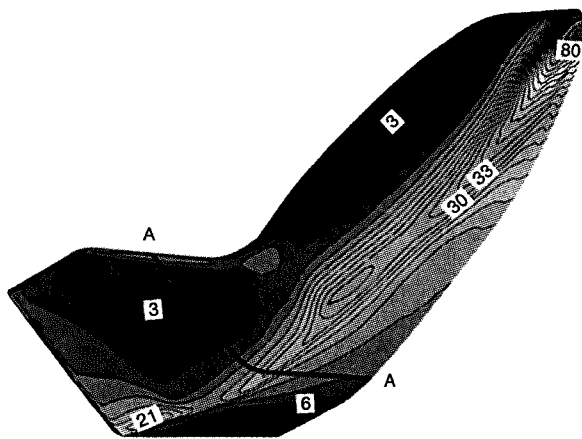


Abb. 1: Wärmefluß in W/cm^2 an der Oberfläche der aktuellen X-38 Konfiguration bei einer Geschwindigkeit von $\text{Ma}_\infty = 25$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 40^\circ$.

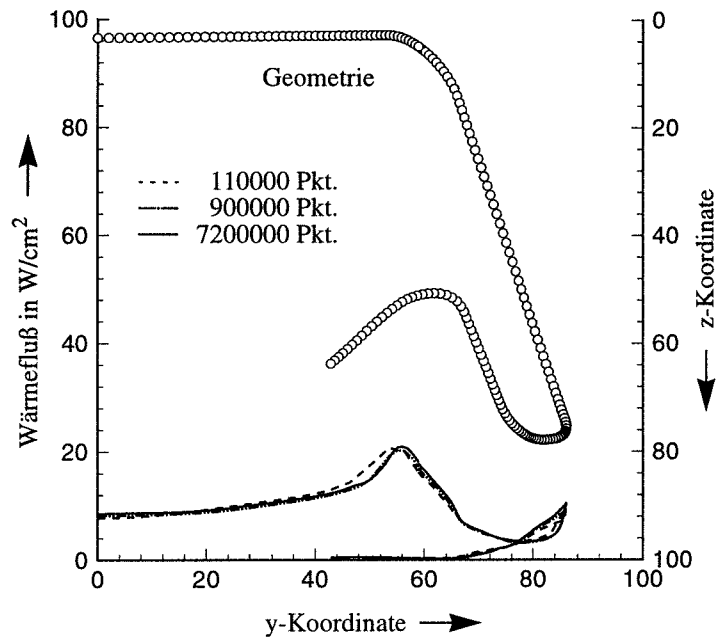


Abb. 2: Wärmefluß in W/cm^2 im Schnitt A-A bei einer Geschwindigkeit von $\text{Ma}_\infty = 25$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$ unter Verwendung verschiedener Netzdichten.

Literatur

- [1] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwamborn, D. Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: 33-1 - 33-11; 1996.
- [2] Longo, J.M.A.; Herrmann, U.; Brück, S.; Nickel, H. DLR Contribution to ESA X-CRV 90 Days Study. DLR-IB 129-96/37; 1996.
- [3] Brück, S.; Eggers, Th.; Longo, J.M.A.; Orlowski, M. Investigation of Hypersonic Flows past the NASA X-24 Lifting Body Vehicle. DLR-IB 129-97/7; 1997.
- [4] Orlowski, M.; Lüdeke, H.; Longo, J.M.A.; Giese, P.; Brück, S. Contribution of DLR to the Aerodynamic Data Base of the X-38 Vehicle. DLR-IB 129-98/8; 1998.

weiteres Vorgehen

Weitere Erfahrungen, besonders in Bezug auf die Modellierung von Wandmaterialien, sollen gesammelt werden. Außerdem soll eine erhöhte Genauigkeiten bei der Vorhersage in allen Bereichen eine deutliche Verringerung der Unsicherheiten und damit der Sicherheitsfaktoren für die Serienfahrzeuge ermöglichen.

Mitteilung

Projektgruppe / Anwendungsbereich	Hyperschall		
Fachkreis	Math. Grundlagen/Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. T. Cvrlje		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16132
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	Numerische Simulation der Seitenbewegung eines Orbiters unter Berücksichtigung von Interferenzeffekten		
Ausgangssituation	Eine Möglichkeit zur Realisierung eines wiederverwendbaren hypersonischen Raumtransporters wird durch das zweistufige Konzept nach Sänger beschrieben. Die Trägerstufe startet horizontal und trägt die Oberstufe – den Orbiter – auf dem Rücken. Die Trennung der Oberstufe erfolgt in großer Flughöhe bei hypersonischen Machzahlen. Vom strömungsmechanischen Standpunkt betrachtet, stellt neben dem Trennvorgang auch die Seitenbewegung in Form von Gier- und Rollschwingungen der Orbitalstufe ein instationäres Interferenzproblem dar, das experimentell schwierig zu erfassen ist. Zwischen Unterstufe und Oberstufe treten reflektierende Verdichtungsstöße auf, deren Ort und Richtung von Geschwindigkeit, Abstand und Anstellwinkel der beiden Stufen abhängig sind [4].		
Ziel	Gier- und Rollschwingungen der Orbitalstufe können durch Störereignisse induziert werden und spielen für die flugmechanischen Stabilitätsuntersuchungen eine wichtige Rolle. Die Erfassung und Beschreibung der instationären Effekte soll Klarheit über das aerodynamische und flugdynamische Verhalten bringen um letztendlich die Flugeigenschaften des Gesamtsystems zu beurteilen.		
Lösungsweg	Instationäre 3D-Berechnungen einer Gier- und Rollschwingung sollen an einer vereinfachten Orbiterkonfiguration bei einer Geschwindigkeit von $M_\infty = 6.8$ durchgeführt werden. Der Orbiter besitzt eine stumpfe Nase und ein abgeschnittenes Heck. Der Rumpf ist auf der Oberseite gewölbt und auf der Unterseite eben. Der zu berücksichtigende Teil der Unterstufe wurde als ebene Platte modelliert. Verwendet wurde eine hybride C-H Blocktopologie. Das Raumnetz wurde über einen Poisson Algorithmus generiert. Bei der Berechnung von Strömungen um instationär bewegte Körper wird dieser Algorithmus auch verwendet, um das Startnetz den Bewegungen des Körpers nachzuführen. Da sich die Topologie des Netzes nicht ändern muß, kann dieses Verfahren dazu verwendet werden beliebige Bewegungen des Körpers vorzugeben, solange sich die Kontour des Körpers innerhalb der äußeren Berandung des Rechengebietes befindet. Die strömungsmechanische Modellierung der Seitenbewegung wird auf Basis der Lösung der instationären 3D-Eulergleichungen durchgeführt [1]. Eulergleichungen erlauben nicht nur eine genaue Beschreibung der Verdichtungsstöße sondern auch die Berechnung der Strömung im Nachlauf des Körpers. Effekte, die durch Reibung verursacht werden, werden jedoch nicht berücksichtigt. Die numerische Lösung der Eulergleichungen erfolgt über ein explizites Finite-Volumen Verfahren unter Verwendung eines modifizierten AUSM-('Advection Upstream Splitting Method') Algorithmus nach Radespiel [3].		

Ergebnis Die simulierte Gier- und Rollschwingung wurde bei einem Separationsabstand $h/L = 0.225$ und einem Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ mit reduzierten Frequenzen von $k = 0.05$ und $k = 1.0$ durchgeführt. Die Anströmmachzahl war mit $M_\infty = 6.8$ festgelegt. Für beide Bewegungsformen wurde der Anfangswinkel und die Amplitude mit $\beta_o = 0^\circ, \Delta\beta = 2^\circ$ und $\Phi_o = 0^\circ, \Delta\Phi = 2^\circ$ gewählt. Die stationären ($\circ$) und instationären Beiwerte für die Seitenkraft, Roll- und Giermoment sind in Bild 1 für die Gierschwingung und in Bild 2 für die Rollschwingung dargestellt. Die auftretenden Strömungsfelder sind durch komplexe Stoßsysteme gekennzeichnet. Bei beiden Bewegungsformen der Orbitalstufe führen instationäre Effekte zu signifikanten Unterschieden zwischen den quasi-stationären und instationären Beiwertverläufen. Die sich daraus ergebenden Stabilitätsderivativa sind von großer Bedeutung für die flugdynamische Beurteilung des Gesamtsystem [2].

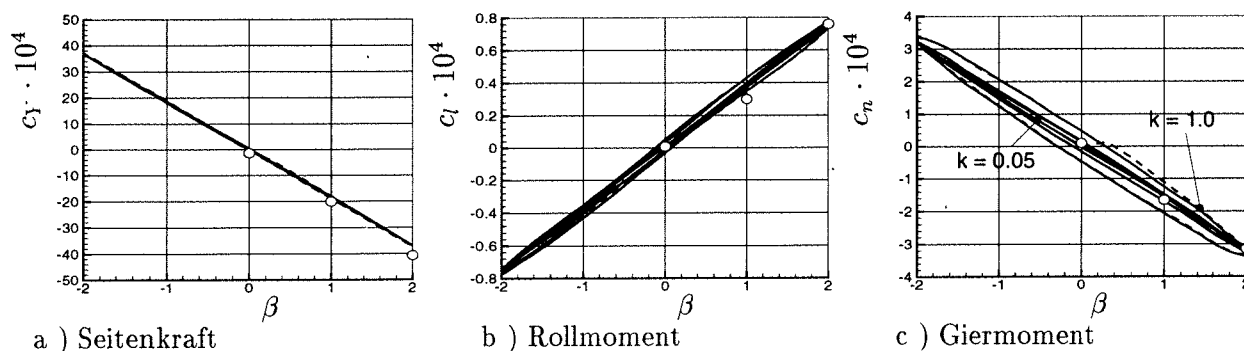


Fig. 1 Kraft- und Momentenbeiwert bei einer Gierschwingung

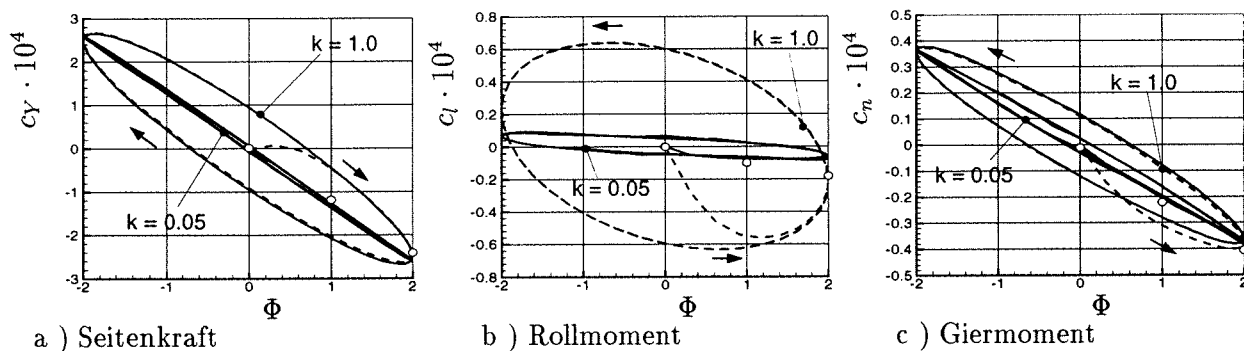


Fig. 2 Kraft- und Momentenbeiwert bei einer Rollschwingung

Literatur

- [1] Cvrlje, T.; Breitsamter, C., Laschka, B.:
Instationäre Strömungen im Hyperschall, Sonderforschungsbereich 255, Teilprojekt A1, Arbeits- und Ergebnisbericht, Mai 1998.
- [2] Cvrlje, T.; Breitsamter, C.; Heller, M.; Sachs, G.:
Instationäre Aerodynamik und dynamische Stabilität von Hyperschall-Fluggeräten Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß / DGLR Jahrestagung 1998.
- [3] Radespiel, R.; Kroll, N.:
Accurate Flux Vector Splitting for Shocks and Shear Layers, J. Comp. Phys., Vol. 121, pp. 66-78, 1995.
- [4] Rochholz, H., Huber, T., Matyas, F.:
Unsteady airloads during the separation of an idealized two-stage hypersonic vehicle, Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Band 19, Heft 1, pp. 2-9, 1995.

weiteres Vorgehen

Das numerische Verfahren soll zum einen auf ein Navier-Stokes Verfahren erweitert werden zum anderen sollen Möglichkeiten zur allgemeinen Verfahrensbeschleunigung untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Hyperschall**Ansprechpartner:** Carl Dankert**Institution:** DLR-Institut für Strömungsmechanik
Abt. Aerothermodynamik**Adresse:** Bunsenstraße 10
37073 Göttingen**Telefon:** (0551) 709-2322**Telefax:** (0551) 709-2800**e-mail:** carl.dankert@dlr.de**weitere Partner:** ONERA, Palaiseau/France
Institute of Thermophysics, Novosibirsk/Russia**Thema:** Gas-Surface Interaction Experiments at High Kinetic Energies**Ausgangssituation:**

During reentry into the earth atmosphere the vehicle nose material is markedly influenced by the strong heat transfer. Ablation and catalytic effects may occur. Also satellites in space suffer of similar problems, when thrusters are fired; molecules from the exhaust plume are running at high kinetic energies on surface material.

Ziel:

Studies of gas-surface interaction at high kinetic energies for several material combinations (N_2 and NO on SiC, Cu, Au, Pt, ...).

Lösungsweg:

The interaction of N_2 and NO-molecules of high kinetic energy colliding with a solid wall is investigated by two spectroscopic methods: electron beam fluorescence (EBF) and laser induced fluorescence LIF). Both methods allow to measure the population of rotational levels of the molecules, which is necessary to define the rotational temperatures of the incoming (undisturbed) and the reflected (coming back from the wall) ones. **Fig.1** shows the flow field situation in a vacuum system using supersonic free jet expansion of the diatomic gases N_2 and NO or several mixtures ($NO + N_2$, $NO + He$, $N_2 + He$) blowing against the solid test walls made of Cu, Pt, SiC, steel, gold, tungsten at temperatures up to 1200 K. Spectroscopically measured are the rotational temperatures of the incoming N_2 - or NO-molecules with relatively low rotation but high kinetic energies and the reflected ones of high rotation and low speeds.

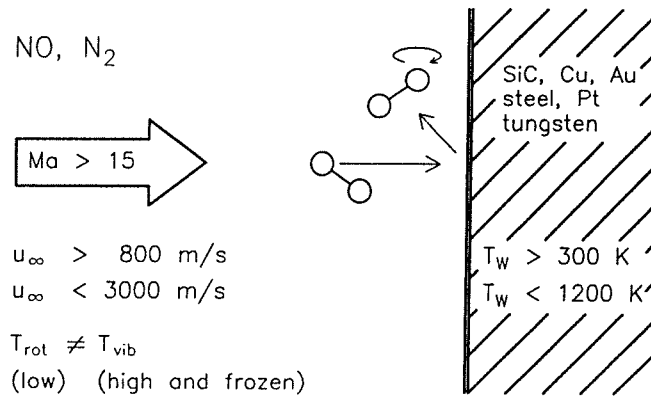


Fig. 1: Gas-surface interaction at high kinetic energies.

Ergebnisse:

All experiments show a strong influence of the kinetic energy of the incoming flow (for N₂ and NO), nearly no influence of the wall temperature for N₂ and a small but measurable one for NO, a minor influence of most of the wall materials except the combination NO on Pt, and an influence of the Knudsen number except for free molecular conditions. **Fig.2** shows the results for gas-surface interaction in low density for the N₂-molecules. Plotted are the measured rotational temperatures after collision as function of the energy before colliding with the wall, and the correlation of rotational temperature with kinetic energy is much better than with wall temperature or surface material.

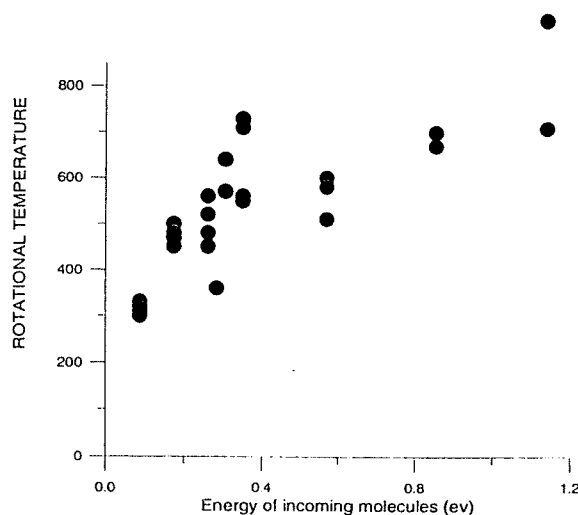


Fig. 2 Measured rotational temperature of reflected molecules

Datum: 05.03.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Hyperschall/ Mathematische Grundlagen, Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Klaus Decker

Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik
o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka
Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85747 Garching, Germany

Telefon: +89/289-16149

Telefax: +89/289-16139

e-mail: klaus@flm.mw.tu-muenchen.de

Thema: Analyse der Seitenbewegung von realistischen Raumtransport-System im Unter-, Über- und Hyperschall

Ausgangssituation:

In der durch die ESA initiierten FESTIP-Studie werden eine Vielzahl von voll oder teilweise wiederverwendbaren Raumtransport-Systemen untersucht. Diese oder ähnliche Studien schließen ebenfalls aerodynamisch fliegende Konfigurationen ein. Mehr als die Längsbewegung stellt für diese Konfigurationen die Seitenbewegung einen kritischen Designtreiber dar. Neben dem großen zu erfliegenden Machzahlbereich und der damit verbundenen Neutralpunktswanderung sowie der extremen Lage des Schwerpunktes für typische Raumtransportsysteme sind auch Abschattungsproblematiken des Seitenleitwerks während der Reentry-Phase zu nennen.

Ziel:

Hauptanliegen dieser Untersuchungen sind die Simulation der Strömungsfelder und die Berechnung der globalen Beiwerte für wiederverwendbare Raumtransportsysteme. Die Schwerpunkte liegen dabei auf der Analyse der Seitenbewegung für den gesamten Machzahlbereich vom Unter- bis zum Hyperschall. Entsprechend der gewonnenen Erkenntnisse werden anschließend geeignete Re-Design-Vorschläge zur Verbesserung der Stabilität und Steuerbarkeit erarbeitet und ihr Einfluß quantifiziert.

Lösungsweg:

Erster Schritt ist die Konstruktion eines geeigneten Raumnetzes. Die Wahl der Topologie sollte im Hinblick auf alle zu behandelnden Fälle erfolgen. Dieses sind im Wesentlichen die Berechnung von Unter- und Überschallfällen sowie die Bestimmung der Klappeneffektivitäten. Des weiteren sollten die Charakteristiken der Konfiguration durch lokal optimale Topologien repräsentiert werden. Evtl. folgende Navier-Stokes-Rechnungen können durch eine parametrisch gesteuerte Netzverfeinerung realisiert werden.

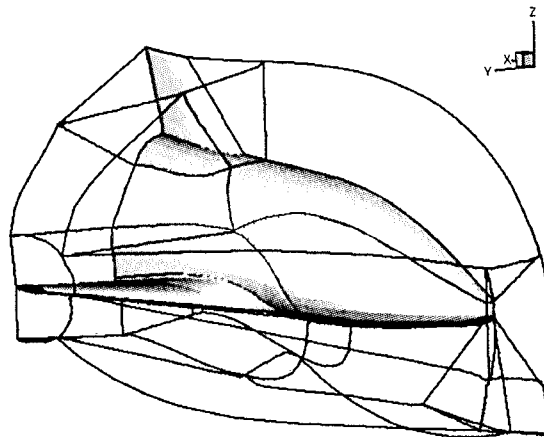


Fig. 1: Block-Topologie des Nahfeldes

Entsprechend dem aktuellen Stand des Designs wurden die Strömungssimulation mit einem Euler-Verfahren durchgeführt. Am Lehrstuhl für Fluidmechanik der TU München wurde zur Berechnung von instationären Bewegungen ein Verfahren entwickelt, das sich aus einem integrierten instationären Gitterglätter und einem Strömungslöser zusammensetzt. Neben einem TVD-Verfahren nach Yee, Roe

und Davis wurde eine modifizierte „Advection Upstream Splitting Method“ (AUSM) implementiert, mit dessen Hilfe die Hyperschallrechnung durchgeführt wurde.

Ergebnisse:

Da der Reentry den kritischen Designtreiber darstellt, wurden im Rahmen dieser Studie Trajektorienpunkte aus dieser Phase der Mission im Bereich zwischen $Ma=0,5$ und $Ma=5,0$ gewählt. Fig. 2 zeigt z.B. die Dichteverteilung in der Symmetrieebene für $Ma=5,0$ und einen Anstellwinkel von $\alpha=20^\circ$. Sehr gut ist die Stoßlage ausgehend vom Rumpf zu erkennen. Da das gesamte Seitenleitwerk im Expansionsbereich liegt, ist von diesem keine große Effektivität zu erwarten. Diese Annahme wird durch die Dichteverteilung auf der Oberfläche für die zwei unterschiedlichen Gierwinkel bestätigt (Fig. 2, rechts). In der Seitenansicht ist lediglich ein sehr kleiner Effekt an der Spitze des Seitenleitwerkes zu beobachten. Dem gegenüber steht aber ein signifikantes Anwachsen des Druckes im vordern Bereich des Rumpfes. Diese Phänomene schlagen sich auch in den globalen Beiwerten nieder. Die Hauptprobleme liegen hier in der fehlenden Seitenstabilität. Entsprechende Re-Designvorschläge wurden erarbeitet und mittels erneuter Euler-Rechnungen untersucht.

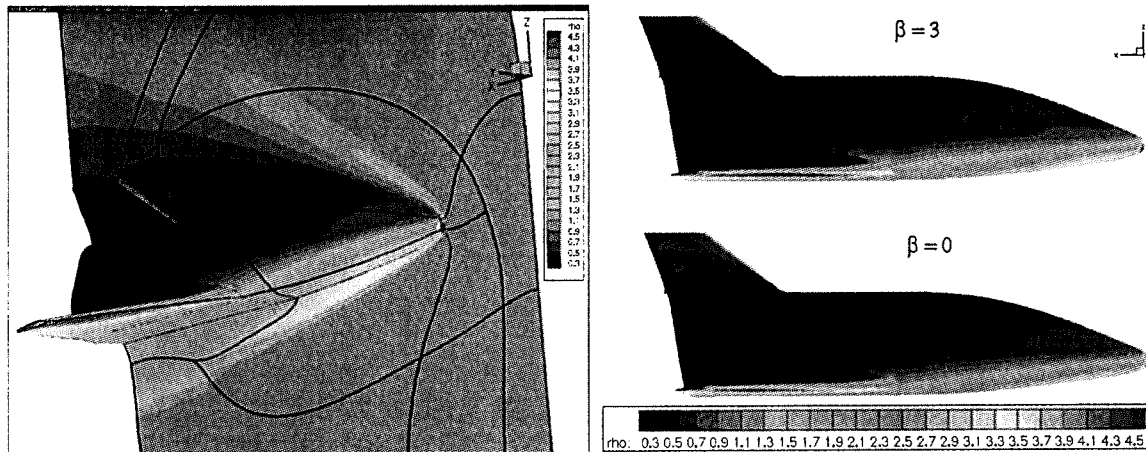


Fig. 2: Dichteverteilung in der Symmetrieebene und auf der Oberfläche; $Ma = 5.0$, $\alpha = 20^\circ$

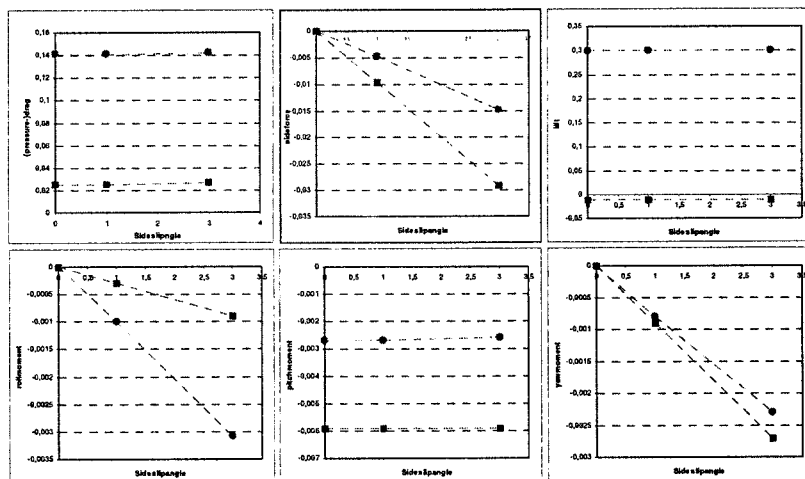


Fig. 3: Kräfte und Momente für $Ma=5.0$, $\alpha=0^\circ$ (blau/Quadrate) und $\alpha=20^\circ$ (rot/Kreise)

Literatur:

- [1] Decker, K.: Analyse der Seitenbewegung von wiederverwendbaren Raumtransportsystem im Unter-, Über- und Hyperschall; DGLR-Jahrestagung 1998, DGLR-JT98-208
- [2] Decker, K.: Aerodynamic Coefficients for System Concepts in Lateral Motion, ESA-Bericht FSS-TUM-4008F 1/2

Weiteres Vorgehen:

Es folgen die Untersuchungen der Roll- und Gierschwingung sowie gekoppelter Bewegungsformen und schließlich Strömungssimulationen unter Berücksichtigung der Reibungsterme.

Datum: 15.02.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Th. Eggers, U. Reisch

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Approximative Verfahren

Ausgangssituation

Das Näherungsverfahren HOTSORE [1], [2] dient zur Ermittlung von aerodynamischen Beiwerten und Wärmelasten. Neben der Anwendung zur Nachrechnung von Wellenreitern [3] wurden zur weiteren Validierung HOTSORE-Rechnungen für verschiedene Konfigurationen durchgeführt und die Ergebnisse mit Euler- und Navier-Stokes-Lösungen verglichen [4], **Bild 1**. Betrachtet wurden Kapseln, Wellenreiter und geflügelte Wiedereintrittsfluggeräte, zum Teil mit Klappenausschlag. Die Genauigkeit wurde für Machzahlen bis $M=25$ in einem weiten Anstellwinkelbereich von $\alpha=0^\circ$ bis $\alpha=60^\circ$ ermittelt und für perfektes Gas und Luft im thermochemischen Gleichgewicht Anwendungsgrenzen aufgezeigt.

Ziel

Um das Verfahren im Vorentwurf von Hyperschallfluggeräten einsetzen zu können, sollten auch gepfeilte Flügel mit stumpfer Vorderkante sowie Anstell- und Schiebewinkel berechnet werden können.

Lösungsweg

Die Berechnungsoption für stumpfe Vorderkanten in HOTSORE werden nach der Theorie in [5] für allgemeine Konfigurationen mit Anstell- und Schiebewinkel erweitert.

Ergebnis

Die Berechnungsverfahren für stumpfe Vorderkanten werden verifiziert und, soweit möglich, validiert.

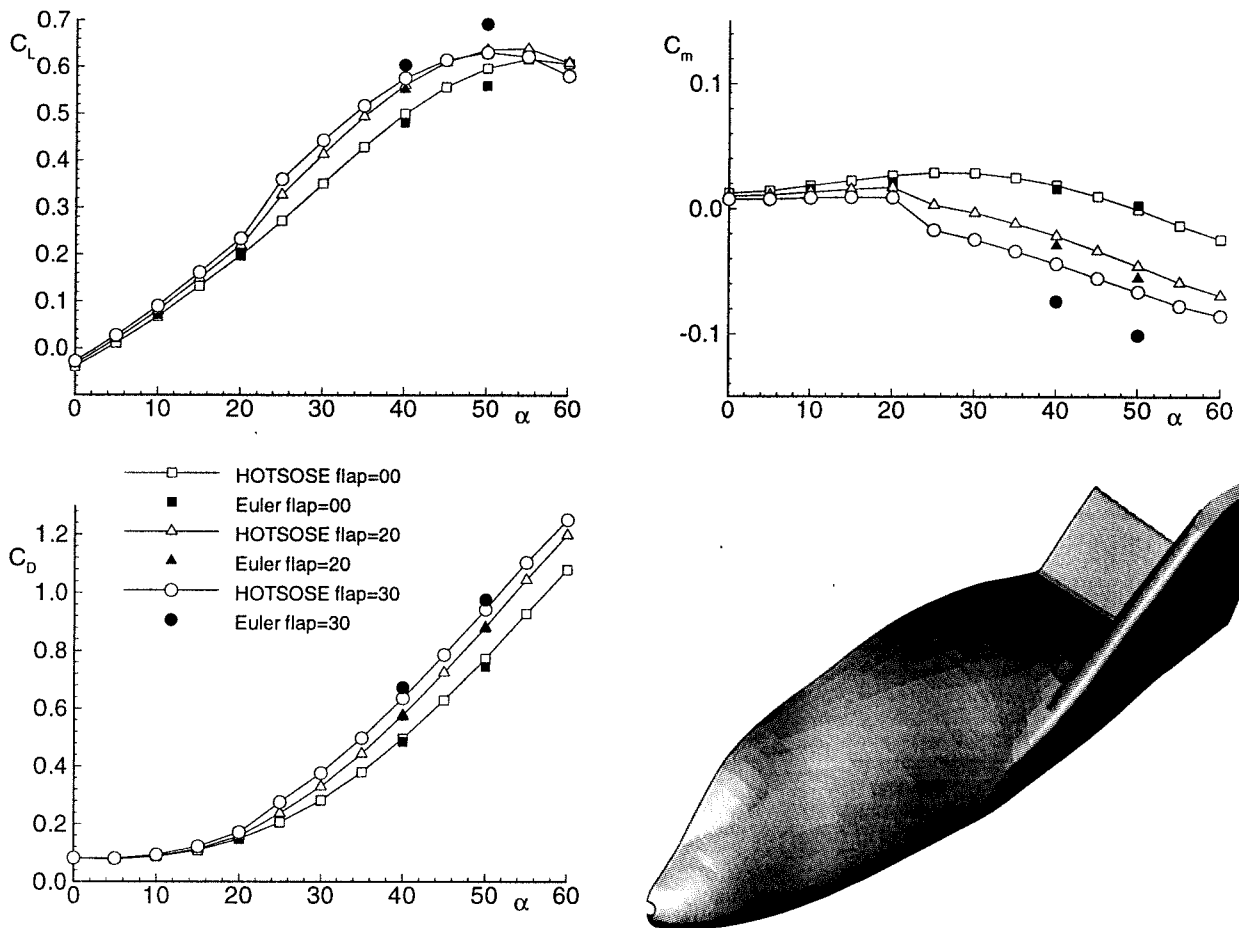


Bild 1 Aerodynamische Beiwerte für die X-24-Konfiguration bei $M=6$ für verschiedene Klappenausschläge über dem Anstellwinkel (reibungslöse Strömung)

Literatur

- [1] Streit, Th.; Martin, S.; Eggers, Th.: Approximate Heat Transfer Methods for Hypersonic Flow in Comparison with Results Provided by Numerical Navier-Stokes Solutions. DLR-Forschungsbericht 94-36, 1994.
- [2] Reisch, U.; Streit, Th.: Surface Inclination and Heat Transfer Methods for Reacting Hypersonic Flow in Thermochemical Equilibrium. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60, pp. 267-274, Vieweg Verlag, Braunschweig/Wiesbaden, 1997.
- [3] Eggers, Th.; Radespiel, R.; Waibel, M.; Hummel, D: Flow Phenomena of Hypersonic Waveriders and Validation of Design Methods. AIAA Paper 93-5045, 1993.
- [4] Reisch, U.; Anseume, Y.: Validation of the Approximate Calculation Procedure HOTSORE for Aerodynamic and Thermal Loads in Hypersonic Flow with Existing Experimental and Numerical Results. DLR-Forschungsbericht 98-23, 1998.
- [5] Fleming, W.J.; Krauss, W.E.: Aerodynamic Heating from Turbulent Boundary Layers to Swept Surfaces. Third International Heat Conference, 1966.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Hyperschall**

Ansprechpartner Dr.-Ing. B. Esser, Dr.-Ing. A. Gülhan

Institution DLR, Inst. für Strömungsmechanik, Abteilung Windkanäle
Köln-Porz

Adresse	Linder Höhe	Telefon	02203/601-2198
	D-51170 Köln	Telefax	02203/601-2344
		e-mail	Burkard.Esser@dlr.de

Thema

Charakterisierung der Düsenströmung in den lichtbogenbeheizten Anlagen L2K und L3K

Ausgangssituation

Zur Erzeugung von Hochenthalpieströmungen im Hyperschallbereich werden in L2K und L3K zur Zeit ausschließlich konische Düsen verwendet. Im Gegensatz zu konturierten Düsen lassen sich diese komplikationslos im gesamten Betriebsbereich der Anlagen einsetzen. Allerdings weist das erzeugte Strömungsfeld im allgemeinen leichte Inhomogenitäten auf.

Ziel

Anhand von numerischen Simulationen und gemessenen Pitotdruck-Profilen soll das Strömungsfeld für typische Betriebszustände charakterisiert werden, um daraus zuverlässige Aussagen über die Anströmbedingungen für Modelle sowie die Homogenität des Strömungsfelds abzuleiten.

Lösungsweg

In den Jahren 1996 und 1997 wurden in L2K und L3K Kalibrierungsversuche durchgeführt, bei denen unter anderem auch radiale und axiale Pitotdruck-Profile aufgenommen wurden.

Für die numerische Simulation des Strömungsfelds wurde der CEVCATS-N Code des DLR eingesetzt. Als Gasmodell wurde ein 5-Komponenten-Luftmodell verwendet, wobei sowohl chemische als auch thermische Nichtgleichgewichtseffekte berücksichtigt wurden. Aufgrund des geringen Dichteniveaus, welches typischerweise in lichtbogenbeheizten Anlagen vorliegt, konnte das gesamte Strömungsfeld als laminar angesehen werden. Zur Vereinfachung der Randbedingungen wurde die konische Düsenkontur über die Position des physikalischen Düsenaustritts hinaus fortgesetzt. Dadurch bedingt konnte die Wechselwirkung des Düsenstrahls mit dem Hintergrundgas in der Meßkammer nicht erfaßt werden. Aufgrund der hohen Machzahlen im Düsenaustrittsquerschnitt wirkt sich die Vereinfachung jedoch nur auf den äußeren Rand des Freistrahls aus.

AG STAB

Ergebnis

Die Abbildung zeigt einen Vergleich zwischen berechnetem und gemessenem Pitotdruck-Profil 654 mm stromab vom Düsenhals und 250 mm stromab vom Düsenaustritt ($D = 654 \text{ mm}$). Im achsennahen Kern des Strömungsfelds bis zu einem Radius von 85 mm zeigt sich eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Experiment und Rechnung. In diesem Bereich sind nur leichte Schwankungen im Pitotdruck festzustellen, so daß bei dieser Bedingung von einem homogenen Strömungskern von 170 mm gesprochen werden kann. Weiter außen weichen die Ergebnisse voneinander ab, was auf die oben geschilderte Vereinfachung der Randbedingungen zurückzuführen ist.

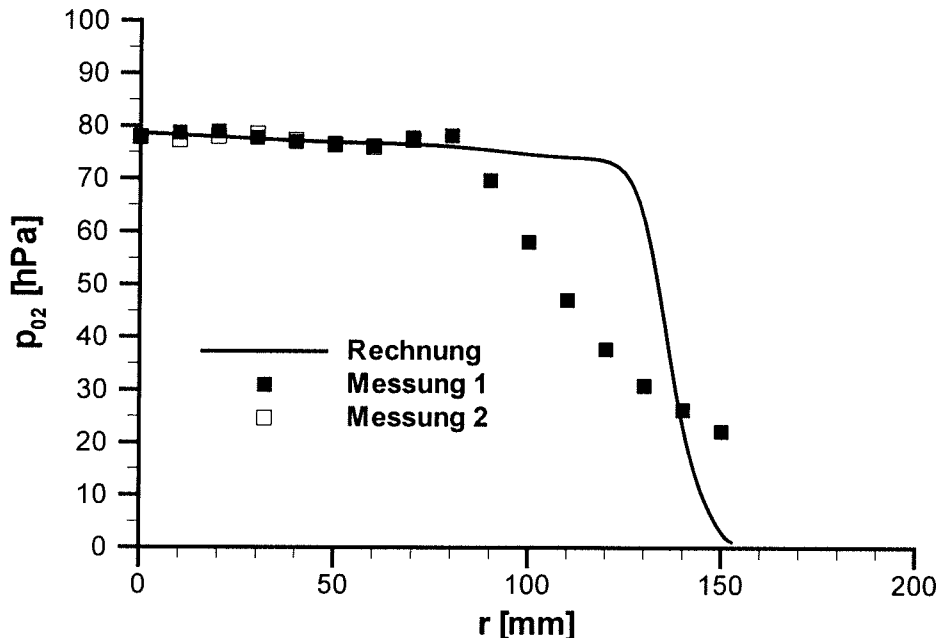


Abb.: Berechnete und gemessene Pitotdruck-Profile im L3K (Reservoirzustand: $p_0 = 4340 \text{ hPa}$, $T_0 = 6000 \text{ K}$, $\dot{m} = 125 \text{ g/s}$, $x = 654 \text{ mm}$)

Literatur

B. Esser, A. Gülhan, Flow Field Characterisation of DLR's Arc Heated Facilities L2K and L3K, Proc. 3rd European Symposium on Aerothermodynamics, Noordwijk, 1998.
A. Gülhan, B. Esser, Qualification of TPS-Components in the Arc Heated Facility L3K of DLR, Proc. 3rd European Workshop on Thermal Protection Systems, Noordwijk, 1998, S. 121-130.

weiteres Vorgehen

Die Simulationsrechnungen werden fortgesetzt. Die Vereinfachung der Randbedingung wird fallengelassen, um die Wechselwirkung zwischen Düsenstrahl und dem Meßkammerhintergrund mit in die Simulation einzubeziehen.

Datum 11.3.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Math. techn. A. Fezer, Dr.-Ing. M. Kloker, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 685-3429 Telefax: (0711) 685-3438 e-mail: fezer@iag.uni-stuttgart.de	
Thema	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung		
Ausgangssituation	Das Verständnis des laminar-turbulenten Umschlags in kompressiblen Grenzschichten ist im Vergleich zum inkompressiblen Fall infolge der Probleme bei der Durchführung von Experimenten in Überschallströmungen sehr lückenhaft. Insbesondere über die Einflüsse von Hochtemperatureffekten durch die heiße Anströmung in der Atmosphäre und die damit verbundenen hohen Wandtemperaturen gibt es lediglich einige wenige Erkenntnisse, wie sie aus der linearen Stabilitätstheorie gewonnen werden können.		
Ziel	Mit Hilfe von räumlichen direkten numerischen Simulationen (DNS) soll die Entwicklung von kontrolliert eingebrachten Störungen in eine Hyperschallplattengrenzschicht bei $Ma=6,8$ unter Windkanal- sowie Atmosphärenbedingungen berechnet werden. Damit soll zum tieferen Verständnis der unter diesen Bedingungen auftretenden relevanten Transitionsmechanismen beigetragen werden.		
Lösungsweg	Das verwendete kompakte Finite-Differenzen/Fourier-Spektral-Verfahren von mindestens 4. Ordnung Genauigkeit basiert auf den vollständigen, dreidimensionalen, instationären, kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen in konservativer Formulierung und dem räumlichen Simulationsmodell. In einem ersten Schritt wird eine stationäre, zweidimensionale, laminare Grenzschicht berechnet, in die durch einen Störstreifen an der Wand Störungen mit vorgegebener Frequenz und Amplitude eingebracht werden, deren Entwicklung durch numerische Lösung der vollständigen Gleichungen simuliert werden. Die Wandtemperaturänderungen durch den Einfluß der hochfrequenten Temperaturstörungen können erstmals in Hyperschallgrenzschichten durch den Einsatz einer strahlungsadiabaten Wandtemperaturrandbedingung in realistischer Weise berechnet werden.		
Ergebnis	Das fundamentale Transitionsszenarium, bei dem eine fundamentale 2d-Welle und ein Paar schräglaufer symmetrischer Störwellen derselben Frequenz angeregt werden, zeigt eine deutliche Abhängigkeit von den Temperaturbedingungen in der Anströmung und an der Wand. Bei ansonsten gleichen Simulationsparametern tritt nur im Fall bei Atmosphärenbedingungen signifikante resonante 3d-Anfachung auf (Bild 1), allerdings erst bei sehr großer 2d-Störampplitude. Nähere Untersuchungen ergaben, daß nur gleichartige Moden miteinander in Resonanz treten, was im Windkanalfall nicht gegeben ist (1. Mode: Wirbelstärkestörung, demgegenüber 2. Mode: akustische		

Störung). Es kann jedoch auch im heißen Fall trotz eines Störampplitudenniveaus von etwa 20% kein rapider Zerfall der transitionellen Strukturen beobachtet werden, der zum turbulenten Zustand führen würde, wie die Isolinien der momentanen Wirbelstärke ω_z über ca. 4 Längswellenlängen in Bild 2 zeigen. Dies weist auf einen selbstinduzierten Stabilisierungseffekt der Überschallplattengrenzschicht hin, der in inkompressiblen Grenzschichten unbekannt ist. Die zeitlich gemittelte Wandtemperaturänderung beim Fall unter Atmosphärenbedingungen (Bild 3) zeigt zunächst eine zweidimensional geprägte Erwärmung. Anschließend bilden sich durch die wachsenden 3d-Störanteile heiße Flecken aus, die in Streifen übergehen. Lokal tritt ein leichter Kühlungseffekt auf, jedoch nicht im Querrichtungsmittel. Entsprechende Untersuchungen wurden auch für den Oblique Breakdown angestellt (siehe [2]).

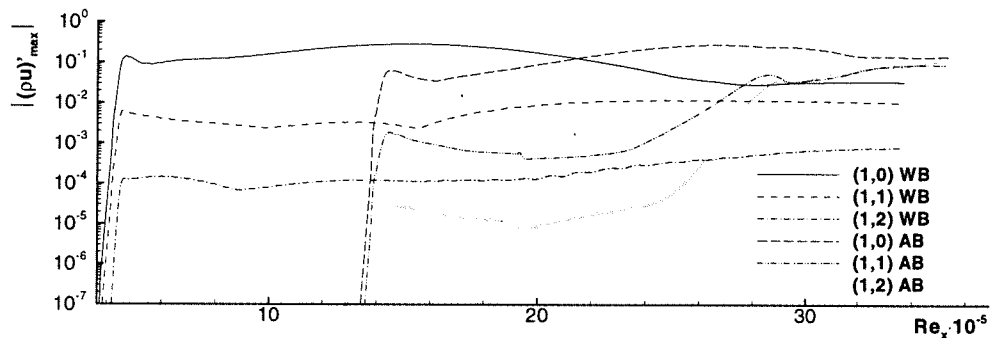


Bild 1: Stromabentwicklung der $|(\rho u)'_{(h,k)}|$ -Maximalamplituden; fundamentaler Umschlag bei Windkanalbedingungen (WB) bzw. Atmosphärenbedingungen (AB)

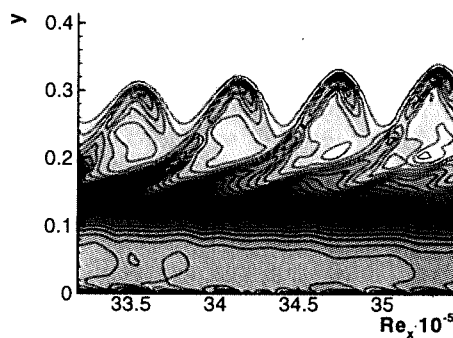


Bild 2: Momentane Wirbelstärke ω_z ; fundamentales Szenarium bei AB

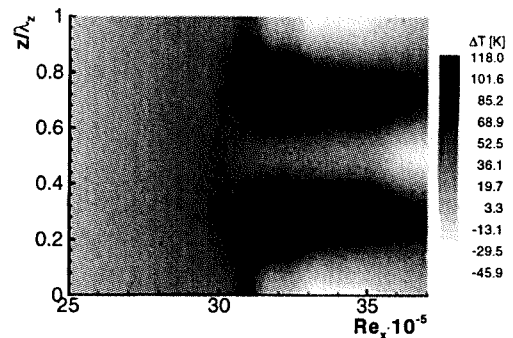


Bild 3: Zeitlich gemittelte Wandtemperaturänderung; fundamental bei AB

Literatur

- [1] W. Eißler: *Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in Überschallgrenzschichten*. Dissertation, Universität Stuttgart, 1995.
- [2] A. Fezer, M. Kloker: Transition processes in Mach 6.8 boundary layers at varying temperature conditions investigated by spatial direct numerical simulation. In *Notes on Numerical Fluid Mechanics* (1999), W. Nitsche und R. Hilbig, Eds., 11. STAB-Symposium 98 Berlin, Vieweg Verlag, 1999.

weiteres Vorgehen

Durch Simulationen mit weiter verfeinerter Diskretisierung sollen die Transitionsszenarien bis in sehr späte Stadien bzw. bis zur frühen Turbulenz verfolgt werden. Die Untersuchung von konischen Grenzschichten am spitzen nichtangestellten Kegel ist geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. H.-H. Frühauf

Institution: Institut für Raumfahrtssysteme Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 31, 70550 Stuttgart

Weitere Partner: Dr. A. Geiger, Regionales Rechenzentrum der Universität
Stuttgart, Allmandring 30, 70550 Stuttgart

Thema: Numerische Wiedereintrittsaerothermodynamik

Ziel:

Hauptziele der Entwicklung des URANUS Navier-Stokes-Verfahrens sind die genaue Berechnung der komplexen thermophysikalischen Prozesse in der Gasphase und bei der Gas-Oberflächenwechselwirkung sowie die effiziente Lösung der Erhaltungsgleichungen mit einem Newton-Verfahren auf selbstadaptiven blockstrukturierten Netzen. Damit sollen die Gasphasen-Relaxationen, die lokalen oberflächennahen Verdünnungseffekte sowie die reaktiven Oberflächenprozesse bei der Nichtgleichgewichtsumströmung von Wiedereintrittsfahrzeugen genauer erfaßt werden.

Lösungsweg/Ergebnisse:

Gasphase:

Das erweiterte fortschrittliche CVCV-Mehrtemperatur Modell ist inzwischen umfangreich validiert worden und seine Entwicklung kommt deshalb zu einem vorläufigen Abschluß. Es können Hochenthalpieströmungen unter Berücksichtigung aller vorkommenden Energieformen Translation, Vibration, Rotation und elektronischer Anregung berechnet werden.

Gas-Oberflächen-Wechselwirkung:

Die Gas-Oberflächenwechselwirkung hat mit den größten Einfluß auf die thermische Belastung eines Wiedereintrittsfahrzeuges. Mit dem URANUS-Verfahren konnte die gemessene Oberflächenwärmestromverteilung der MIRKA-Kapsel entlang der Wiedereintrittstrajektorie in guter Näherung berechnet werden. Es wurden hierbei die von Stewart gemessenen Rekombinationskoeffizienten für die SiC-TPS-Oberfläche benutzt. Es zeigte sich, daß für eine genaue Wärmestrom-Berechnung eine konsistente Nachflugauswertung erforderlich ist, bei der die Anströmbedingungen entlang der Nachflugtrajektorie aus gemessenen Oberflächenwerten und gemessenen Beschleunigungen berechnet werden müssen. Das Gas-Oberflächenwechselwirkungsmodell für SiC-Oberflächen wird derzeit zur Erfassung von passiver und aktiver Oxydation und damit auch der Erosion erweitert.

Selbstadaptives Parallel-Multiblock URANUS Programm

Das sequentielle 3-D URANUS-Nichtgleichgewichts-Verfahren ist inzwischen fertig gestellt und wird derzeit zur Parallel-Multiblock-Version erweitert. Mit diesem Verfahren soll speziell die Umströmung des X-38 Mannschaftsrettungsfahrzeugs nachgerechnet werden, um zu überprüfen, ob mit den fortschrittlichen Gasphasen- und Gas-Oberflächenwechselwirkungsmodellen die im Freiflug zu messenden Oberflächengrößen mit guter Übereinstimmung nachgerechnet werden können. Vorarbeiten haben gezeigt, daß sich das katalytische Verhalten der SiC-Oberfläche im Klappenbereich in Strömungsrichtung signifikant ändert und deshalb durch eine teilkatalytische Simulation erfaßt werden muß.

Details zur Weiterentwicklung des URANUS-Verfahrens und die neuesten Veröffentlichungen sind zu finden unter: <http://www.irs.uni-stuttgart.de/RESEARCH/AEROTHERM/aerotherm.html>

Mitteilung

Projektgruppe/	Hyperschall	
Fachkreis		
Autoren	P. Giese, R. Heinrich, R. Radespiel	
Institution	DLR - Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienplatz 7	Telefon: 0531/ 295 - 2453
	38108 Braunschweig	Telefax: 0531/295 - 2330
Thema	Numerische Bestimmung von instationären Derivativa für Lifting Bodies mit Hilfe des Navier-Stokes Solvers FLOWer	

Ausgangssituation: Die Vorbestimmung instationärer Derivativa wird z.Zt. noch vorwiegend in Windkanälen durchgeführt, und erfordert einen erheblichen Aufwand sowohl an technischer Ausrüstung, wie

- Meßtechnik (Waage, Datenaufbereitung)
- an Supporttechnik mit oszillierenden Bewegungserregern
- am Modell selbst.

Aber auch die Auswertung der instationären zeitabhängigen Daten (der Meßbrücken) erfordert einen großen Aufwand zur Datenreduktion sowie Durchführung von Verfahrensschritten wie

- Eliminierung der Trägheitslasten
- Berücksichtigung der elastischen Verformungen
- Eliminierung der Support- und Windkanalinterferenzen

Ziel: Da mit Hilfe eines geeigneten instationären NS-Solvers praktisch alle „Modellbewegungen“ simuliert werden können, soll eine Alternative zur Bestimmung instationärer Derivativa bereitgestellt und validiert werden. - Wesentliche Vorteile sind

- die direkte Bestimmung der „fertigen“ instationären Beiwerte
- die Einhaltung der Flug-Reynoldszahlen

Lösungsweg: Für die Bestimmung instationärer Derivativa sind folgende Verfahrensschritte erforderlich:

Die Oberflächendiskretisierung sowie die Generierung des erforderlichen Rechen-Netzes werden mit Hilfe des DLR-Gittergenerierungspakets MEGACADS [1] ausgeführt (s. **Bild 1**). Für den stationären mittleren Strömungszustand, dem zusätzlich eine harmonische Bewegung überlagert werden soll, wird eine stationäre Anfangslösung mit der FLOWer-Code Option für stationäre Strömung bestimmt. Mit Hilfe des instationären FLOWer-NS-Codes [2] werden alle erforderlichen Beiwerte in diskreten Zeitschritten nach dem Ende des Anfahrvorganges für eine volle Periode T numerisch bestimmt (Zeithistorie, s. **Bild 2**). Während dieser Zeit wird das Modell und das gesamte Rechnernetz einer harmonischen Dreh- und/oder Hubbewegung unterworfen. Einen Anhaltswert für die zu verwendende reduzierte Frequenz k wird (analog zum WK) aus der ungedämpften des Originalflugkörpers mit Original-Referenz- und Flugdaten gewonnen ($\omega = \sqrt{-(\delta M / \delta \alpha) / \Theta}$). Durch eine Auswertung der Zeithistorie der Beiwerte und der Kenntnis der zugehörigen meist harmonischen Bewegungen werden die instationären Derivativa numerisch ermittelt. Dies wird am Beispiel der Nick- und Anstellwinkeldämpfung $c_{mq} + c_{m\dot{\alpha}}$ aus der numerisch ermittelten Zeithistorie $c_{m, Hist}(t_i)$ nachfolgend erläutert. Unter Vernachlässigung der Anteile höherer Ordnung lautet der linearisierte Ansatz für $c_m(t)$ nach [3]:

$$c_m(t) = c_m(\alpha_0) + c_{m\alpha} \Delta\alpha(t) + (c_{mq} q(t) + c_{m\dot{\alpha}} \dot{\Delta\alpha}(t)) l_{\mu} / (2V_{\alpha})$$

Für die harmonische Nickbewegung des Flugkörpers gilt die Beziehung:

$$\Delta\alpha(t) = \Delta\alpha_A \sin(\omega \cdot t) = \Delta\Theta(t) \quad (\text{im Fall Drehpunkt = Momentenbezugspunkt})$$

Wegen $q(t) = A\dot{\Theta}(t) = \Delta\dot{\alpha}(t)$ ergibt sich die zeitliche Funktionsdarstellung für $c_m(t)$:

$$c_m(t) = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(\omega t) + \alpha_2 \cos(\omega t).$$

Aus der Kurvenanalyse der zugehörigen Zeithistorie wird α_2 bestimmt (Curve-fitting). Somit werden z.B. die gemeinschaftliche Nick- und Anstellwinkeldämpfung ermittelt als

$$c_{mq} + c_{m\dot{\alpha}} = a_2 / (k \Delta\alpha_A).$$

Für die Bestimmung der reinen Anstellwinkeldämpfung $c_{m\dot{\alpha}}$ wird analog vorgegangen. In diesem Fall muß kinematisch der reine zugehörige oszillierende Anstellwinkel am Modell simuliert werden, was mit einer entsprechenden oszillierenden vertikalen Hubbewegung bewerkstelligt wird, die aus der Forderung $\Delta\alpha_{Nick}(t) = \Delta\alpha_{Hub}(t) = v_{res}(t) / V_{\alpha}$ resultiert, mit $v_{res}(t)$ als resultierende Hubgeschwindigkeit normal zu V_{α} .

Ergebnisse: Als Beispiel für die numerischen Rechnungen wurde die X-24A(Lifting Body) ausgewählt, da für das Modell instationäre WK-Messungen sowie Flugdaten zur Verfügung stehen. Das bislang verwendete mittlere Netz hat 114180 Punkte. - Erste Ergebnisse sind für die gemeinschaftliche Nick- und Anstellwinkeldämpfung $c_{mq} + c_{m\dot{\alpha}} = f(M_\infty)$ in **Bild 3** aufgezeichnet. Mit zunehmender Netzfeinheit ergibt sich eine zunehmende Übereinstimmung der numerischen Ergebnisse mit Werten aus Flugdaten. Beachtenswert ist, daß die mit dem groben Netz ermittelten Derivativa bereits zwischen WK-Messungen und Flugdaten liegen. Die Rechenzeit für 30 Zeitschritte (Anfahrvorgang plus eine volle Periode mit 25 Zeitschritten) beträgt auf einer Workstation RS/6000 von IBM 18000 sec cpu-time. - Durch diese Anwendung kann erstmals gezeigt werden, daß die numerische Bestimmung von instationären Derivativa mit vertretbarem Rechenaufwand und „Turnaround“-Zeiten möglich ist.

Der Vortrag beim Stab-Symposium wird folgende weitere Ergebnisse enthalten:

- Kontrolle des Einflusses von unterschiedlichen Turbulenzmodellen, sowie der Netzfeinheit auf die Ergebnisse
- Anwendung auf weitere instationäre direkte sowie gekoppelte Derivativa (Gieren, Rollen)
- Analyse der Strömungsfelder für ausgewählte Hysterese-Punkte
- Anwendung im Überschall

- [1] Broderson, O., Hepperle, M., Ronzheimer, A., Rossow, C.-C. and Schöning, B.: *The Parametric Grid Generation System Megacads*, Proceedings of the 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Ed B. K. Soni, J. F. Thompson, P. Eiseman. NSF Mississippi State, 1996, pp. 353-362
- [2] Heinrich, R., Pahlke, K., Bleecke, H. A.: *Three Dimensional Dual-Time Stepping Method For The Solution of The Unsteady Navier-Stokes Equations* Two Day Conference 17-18 July 1996, London UK The Royal Aeronautical Society DLR-Institut für Design Aerodynamik, D-38108 Braunschweig, Germany
- [3] V. d. Decken, J., Schmidt, E., Schulze, B.: *On The Test Procedure of The Derivative Balance Used In West-Germany* AGARD CP 235, 1978, pp. 5-1 bis 6-17

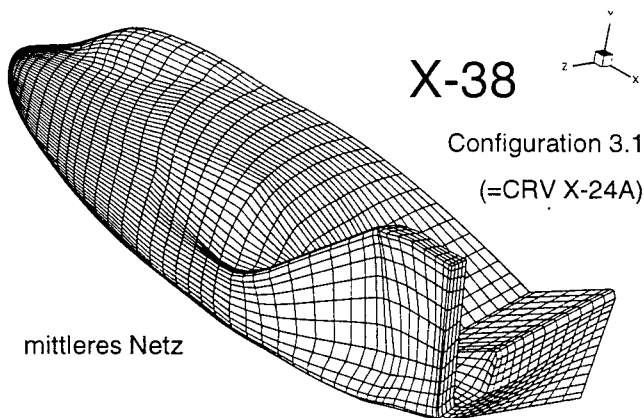


Bild 1 : Oberflächen-Netz der untersuchten Konfiguration

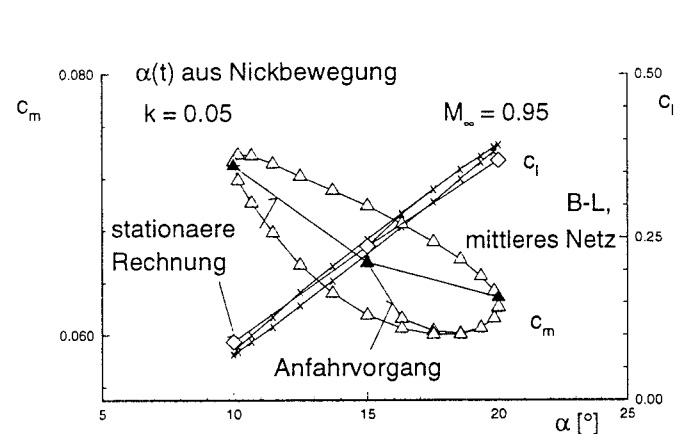


Bild 2 : Auftriebs- und Nickmomentencharakteristik bei harmonischer Oszillation

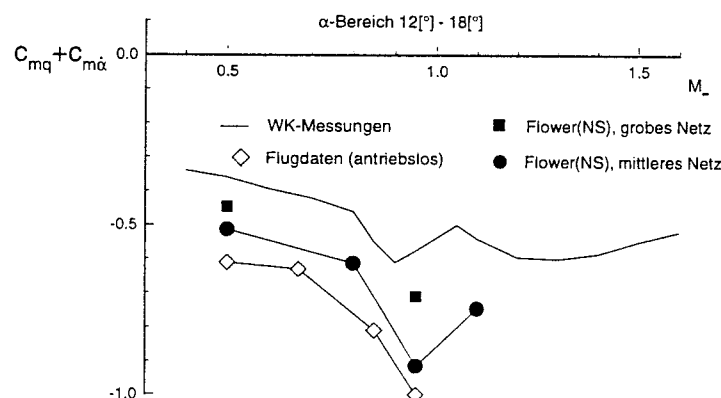


Bild 3 : Vergleich der Nick- und Anstellwinkeldämpfung am CRV X-24A

MITTEILUNG

Projektgruppe Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	I. M. G. Grotowsky, J. Ballmann		
Institution	Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik der RWTH Aachen		
Adresse	Templergraben 64 52062 Aachen	Telefon: 0241 80 4636 Telefax: 0241 8888 126 E-Mail: ingo@lufmech.rwth-aachen.de	
Thema	Numerische Simulation hypersonischer Kontinuumsströmungen		
Ausgangssituation	Lösung der 2-D Navier-Stokes Gleichungen für Luft, die als Gemisch thermisch perfekter und kalorisch imperfekter Gase modelliert wird, blockstrukturierte Ortsdiskretisierung, laminare Strömungen		
Ziel	Berechnung dreidimensionaler Außen- und Innenströmungsprobleme bei super- und hypersonischen Flugbedingungen		
Lösungsweg	Im Verfahren werden alle partiellen Ortsableitungen mittels der Finite-Volumen-Methode diskretisiert, womit ein hohes Maß an Kompatibilität zwischen den einzelnen Komponenten erreicht wird. Für den konvektiven Anteil der Gleichungen wird das Godunov-Typ-Verfahren nach Harten/Yee benutzt. Herzstück ist der Riemannlöser von Roe in einer Verallgemeinerung für kalorisch nicht perfektes Gas (Liu/Vinokur). Im diffusiven Anteil werden die zweiten partiellen Ortsableitungen durch zentrale Differenzen approximiert. Die Genauigkeitsordnung der Zeitintegration, die hier implizit formuliert ist, beträgt in Abhängigkeit vom zu untersuchenden Strömungsproblem entweder eins oder zwei [1]. Um komplexe Geometrien behandeln zu können, ist das Verfahren als Block-Algorithmus aufgebaut; jeder Block enthält ein strukturiertes Netz aus Viereckszellen. Dies erlaubt ferner die parallele Bearbeitung der einzelnen Gitterpartitionen auf einer Mehrprozessormaschine [2], [4]. Als Beschleunigungstechniken kommen einerseits "Full Multigrid (FMG)" sowie andererseits CG-Typ-Methoden (GMRES) in matrixfreier Formulierung zum Einsatz [3].		
Literatur	[1] Grotowsky, I. M. G., "Ein numerischer Algorithmus zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen bei Über- und Hyperschallmachzahlen", Dissertation RWTH Aachen, 1994 [2] Grotowsky, I. M. G., Ballmann, J., "A Numerical Algorithm for Calculating Flows in Hypersonic Inlets", ZFW 20 (1996), 95-104 [3] Grotowsky, I. M. G., Ballmann, J., "Efficient Time Integration of Navier-Stokes Equations", Computers & Fluids 28 (1999), 243 - 263 [4] Grotowsky, I. M. G., Ballmann, J., "Numerical Investigation of Hypersonic Step-Flows", eingereicht zur Veröffentlichung bei Shock Waves, 1998		

AG STAB

Ergebnis

2D-Fugenströmung im Hyperschall, $M_\infty = 7.72$, $Re/m = 4.23 \times 10^6$, Vorlauflänge $L = 0.1m (\sim L/H = 4.8)$,
Fugentiefe $H = 0.016m$, Fugenlänge $L_F = 0.0768m$, Wandtemperatur $T_W = 300.0K$, Anstellwinkel 0 Grad

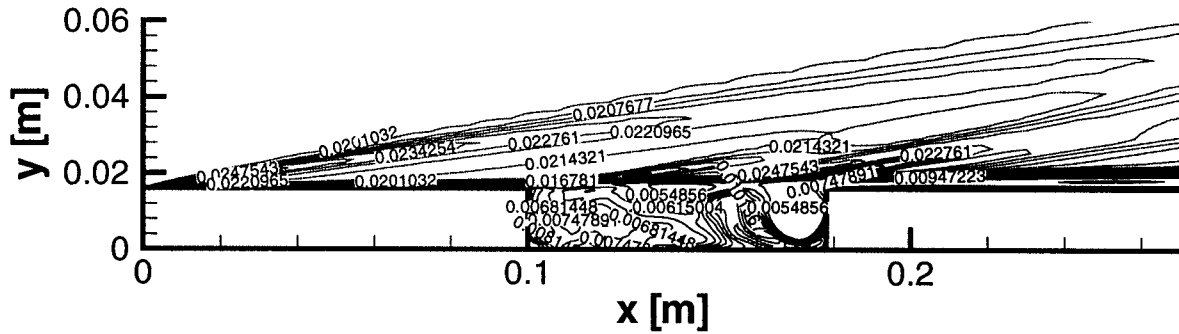


Abbildung 1: Fugenströmung, vollständiges Lösungsgebiet, Dichtefeld in $[kg/m^3]$, $M_\infty = 7.72$, $Re/m = 4.23 \times 10^6$, $L/H = 4.8$

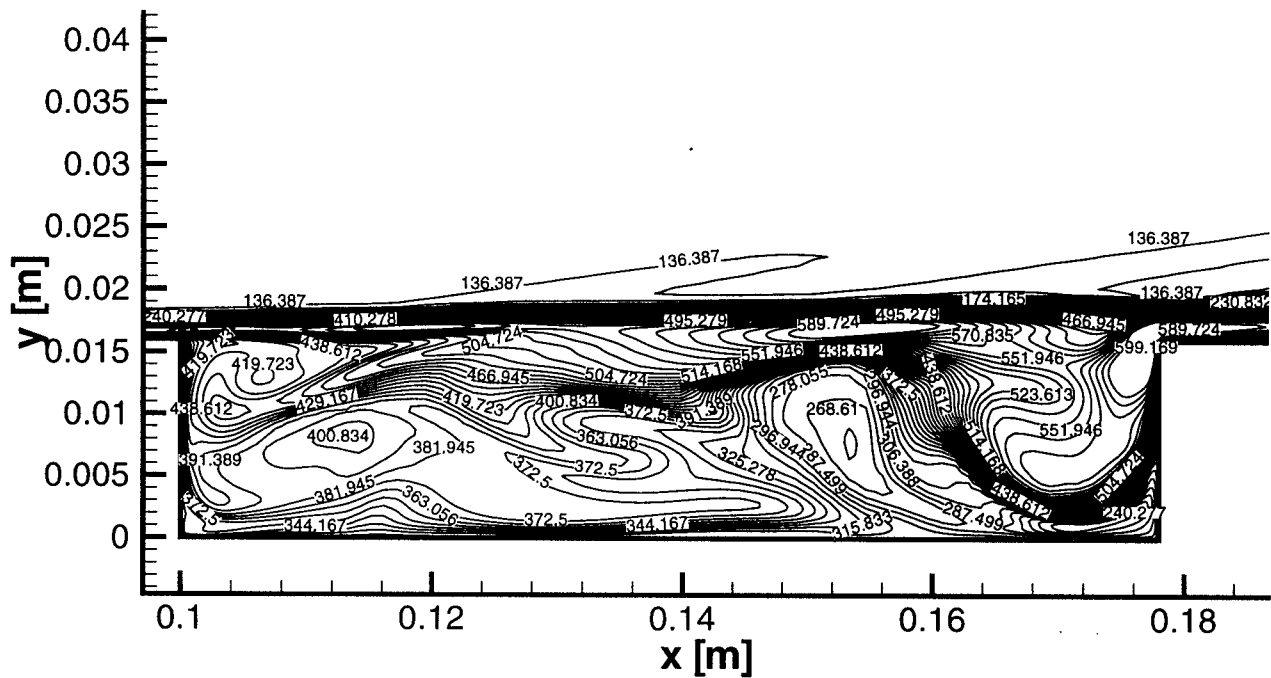


Abbildung 2: Ausschnitt der Fugenströmung, Temperaturfeld in [K], $M_\infty = 7.72$, $Re/m = 4.23 \times 10^6$, $L/H = 4.8$

weiteres Vorgehen

Experimentelle und theoretische Validierung des Verfahrens, Turbulenzmodellierung mittels Mehrgleichungsmodellen, weitere Konvergenzbeschleunigung durch Mehrgittertechnik (FAS) und Vorkonditionierung z. B. durch Mehrgitter- oder Multiskalenverfahren, Adaption, 3-D-Erweiterung

Datum

30. März 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr.-Ing. A. Gülhan

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Windkanäle, Köln-Porz

Adresse Linder Höhe
D-51140 Köln

Telefon 02203/601-3349
Telefax 02203/601-2344
e-mail Ali.Guelhan@dlr.de

weitere Partner MAN Technologie

Thema

Untersuchungen zur Spaltströmung an Steuerklappen im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK

Ausgangssituation

Im Rahmen des TETRA-Programms werden einige Schlüsselkomponenten des X-38-Demonstrators wie die Steuerklappe (MAN Technologie), die Nasenkappe (DLR Stuttgart) und der TPS-Kragen (DASA, DLR Stuttgart, MAN Technologie) in Deutschland gebaut. Die Funktion der Hochtemperaturdichtungen in den Spalten, die zur Gewährleistung der reibungsfreien Bewegung der Steuerklappen und zur Kompensation der thermischen Ausdehnung der Hitzeschildkomponenten vorgesehen sind und der Einfluß der Spaltströmung auf die Temperaturentwicklung in diesen Komponenten gehören zu den kritischen Themen dieses Projektes. Da die Rechenverfahren bezüglich der Spaltströmung noch einige Defizite haben, sind zuverlässige experimentelle Daten zur Spaltproblematik von großer Bedeutung.

Ziel

Durch systematische Experimente wird der Einfluß der Spaltgeometrie und der Anströmbedingungen auf die Temperaturentwicklung im Spaltbereich gemessen.

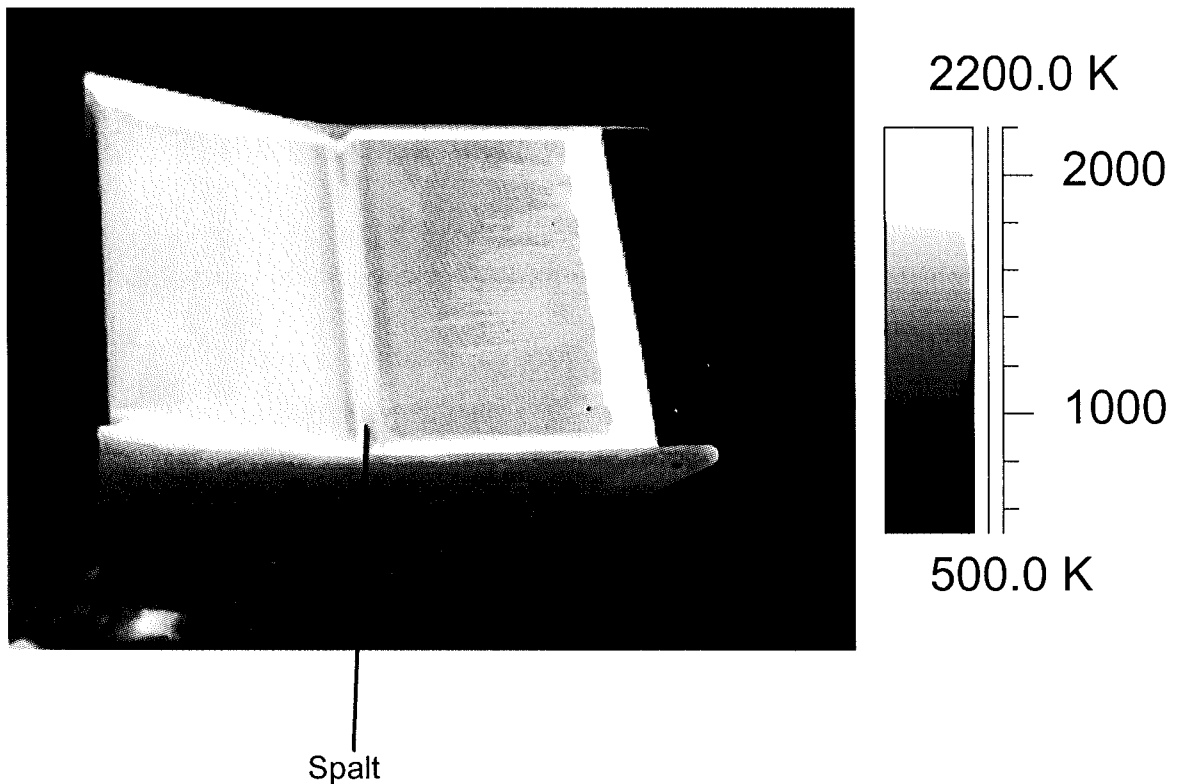
Lösungsweg

Basierend auf den Kalibrierungsdaten der L3K-Anlage und Erfahrung bei Untersuchungen an Plattenmodellen wurden die Versuchsparmeter abgeschätzt. Die exakten Testparameter konnten nur durch Kalibrierungsmessungen an einem Modell ermittelt werden. Dafür wurde zuerst ein wassergekühlter Modellhalter so gebaut, daß sowohl Rampenmodelle als auch ebene Platten mit unterschiedlichen Spaltgeometrien und Anstellwinkeln getestet werden können. Die Oberflächentemperatur wurde mit einer IR-Kamera (Meßbereich von -20°C bis 2000°C), einem Spektralpyrometer und einem Zweifarbenpyrometer gemessen. Zur Ermittlung der Temperaturentwicklung im Spalt und in der Struktur wurden Thermoelemente benutzt.

AG STAB

Ergebnis

Die Messungen zeigen, daß bei geringer Spaltströmung, d.h. kleinen Leckagen an den Hochtemperaturdichtungen, der Spalt des Modells im Hochenthalpieströmungsfeld nicht übermäßig heiß ist. Über der Spalttiefe herrscht ein merklicher Temperaturgradient und die Wärmeleitung spielt eine ebenso wichtige Rolle wie die Konvektion und Strahlung. Ab einem bestimmten Massenstrom im Spalt, d.h. größeren Leckagen an der Dichtung, wird der konvektive Wärmefluß dominierend gegenüber der Wärmeleitung und der Spalt heizt sich auf (siehe Abbildung, Strömung von rechts).



Gemessene Oberflächentemperaturverteilung am Klappenmodell mit Spalt im LBK

Literatur

Gülhan, A.; *Investigation of Gap Heating on a Flap Model in the Arc Heated Facility L3K*. TETRA-Document TET-DLR-21-TN-3101, 1999.

Gülhan, A.; Esser, B.; Koch, U.; *Experimental Investigation of Gap Flows on a Flap Model in the Arc Heated Facility L3K*. DLR IB-39113-99C01, 1999.

weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen werden fortgesetzt. Besonders Druckmessungen und der Einfluß der 3D-Effekte auf die Vorgänge in Spalt werden Hauptthemen der zukünftigen Aktivitäten sein. Auch diese Messungen sind wichtig zur Validierung von Rechenverfahren für die Auslegung von Komponenten.

Datum 11.3.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr. K. Hannemann / M. Schnieder

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) 709-2477

Telefax (0551) 709-2870

e-mail Klaus.Hannemann@dlr.de

weitere Partner

Thema

Kalibrierung der konischen HEG Düse

Ausgangssituation

Während des Wiedereintritts in die Erdatmosphäre ist ein Raumfahrzeug extremen Strömungsbedingungen ausgesetzt. Durch die hohen Fluggeschwindigkeiten bildet sich vor dem Raumfahrzeug ein starker Bugstoß aus. Dadurch wird die Luft auf über 10000K aufgeheizt. Dies führt dazu, daß die Sauerstoff- und Stickstoffmoleküle dissoziieren. Ein Typ von Versuchsanlage, in dem diese Effekte studiert werden können, ist der flugkolbengetriebene, reflektierte Stoßkanal. Der Hochenthalpie Windkanal Göttingen (HEG) ist weltweit einer der größten Anlage dieses Typs (1).

Ziel

Zur Auswertung und Interpretation von Windkanaltests ist die genaue Kenntnis der Modellanströmung erforderlich. Aus diesem Grund ist eine detaillierte Kalibrierung der durch die neue konische Düse des HEG erzeugte Strömung erforderlich.

Lösungsweg

Durch die große Komplexität von Hochenthalpieströmungen ist es nicht möglich, alle Größen zu messen, die für die spätere Auswertung von Modellströmungen notwendig sind. Aus diesem Grund wird zusätzlich zu experimentellen Methoden die numerische Berechnung als Werkzeug beim Kalibrierungsprozeß eingesetzt. Die verfolgte Strategie fordert, daß alle gemessenen Größen mit den entsprechenden berechneten Größen übereinstimmen müssen. Für ein so validiertes numerisches Verfahren wird angenommen, daß auch die zusätzlich berechneten Größen für die Auswertung von Windkanaltests oder die Planung weiterer Versuche benutzt werden können. Zur numerischen Simulation der Düsenströmung wurde der DLR CEVCATS-N Code verwendet. Dieses blockstrukturierte finite Volumenverfahren löst die dreidimensionalen Navier-Stokes Gleichungen unter Berücksichtigung von chemischen und thermischen Nichtgleichgewichtsvorgängen. Mit Verwendung von Multigrid Strategien, implizitem Residuenglättungen und lokalem Zeitschritt erlaubt dieses Verfahren eine sehr effiziente Berechnung von Hochenthalpieströmungen(2). Mit einer parallelisierten Version konnten bei

AG STAB

Nutzung von vier Prozessoren auf der NEC-SX4 des DLR 3 GFLOPS erreicht werden. Zur Kalibrierung der Strömung in der HEG Meßstrecke wurden neben Pitotdruckprofilen in der Kernströmung und der Grenzschicht zusätzlich statischer Druck, Temperatur, Geschwindigkeit und Dichte gemessen.

Ergebnis

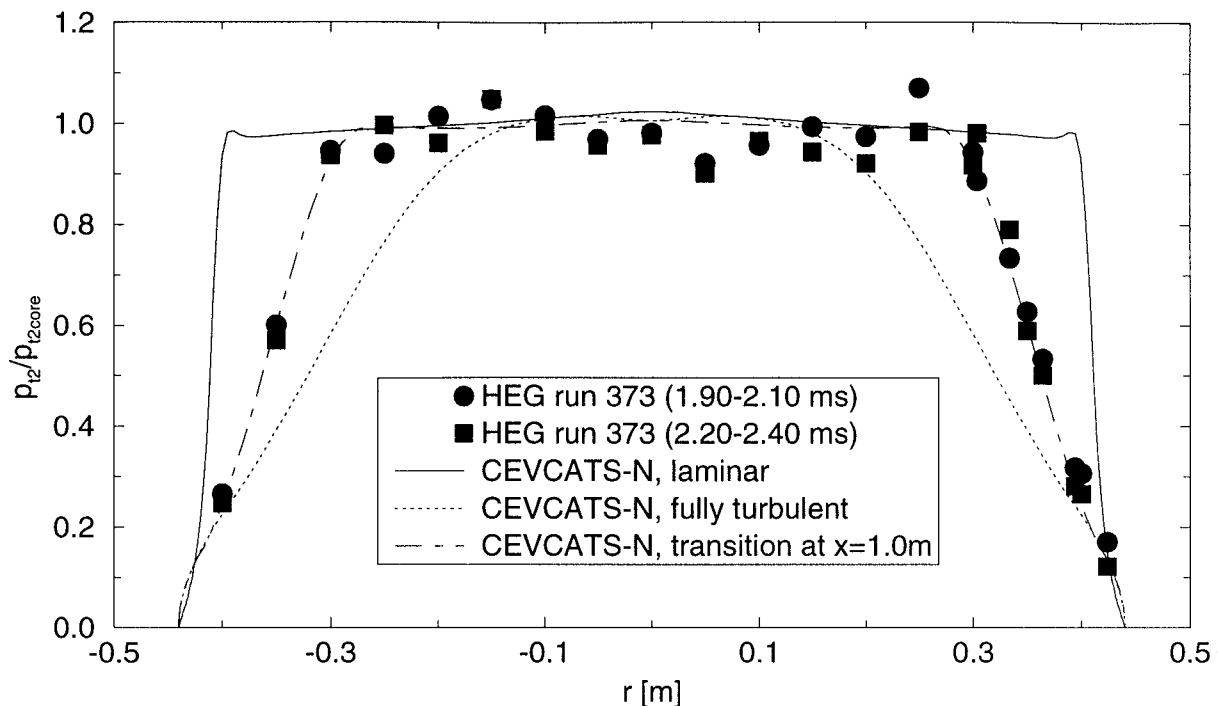


Abb.1: Der Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Pitotdruckprofilen zeigt den Einfluß der Lage des Transitions punktes von einer laminaren zu einer turbulenten Düsenwandgrenzschicht auf; Versuchsbedingung I des HEG ($p_o=351\text{ bar}$, $h_o=21\text{ MJ/kg}$).

Neben den Strömungsgrößen in der Kernströmung der Meßstrecke ist vor allem die Kenntnis der Lage des Transitions punktes von einer laminaren zu einer turbulenten Düsenwandgrenzschicht wichtig. Durch Wärmeübergangsmessungen entlang der Düsenwand konnte ein Transitionsbereich identifiziert werden, der bei Berücksichtigung in den Berechnungen zu guter Übereinstimmung der Form des gemessenen und des berechneten Pitotdruckprofils führt (siehe (3) und Abb.1). Zur Untersuchung des Einflusses von beispielsweise der physikochemischen Modellierung (chemisch/thermisches Gleichgewicht oder Nichtgleichgewicht), der Wandkatalyse, der Wandtemperatur oder der Reservoirgrößen wurde eine umfangreiche Sensitivitätsanalyse mit CEVCATS-N durchgeführt. Hieraus konnte für alle HEG Betriebsbedingungen ein Satz berechneter Daten gewonnen werden, der mit den gemessenen Daten gut übereinstimmt.

Literatur

- (1) Eitelberg, G., First Results of Calibration and Use of the HEG. AIAA Paper 94-2525, 1994.
- (2) Brück, S., Radespiel, R., Longo, J.M.A., 1997, Comparison of Nonequilibrium Flows past a Simplified Space-Shuttle Configuration, AIAA 97-0275, 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 6-10, 1997, Reno, NV.
- (3) Hannemann, K., Schnieder, M., Calibration Results of the HEG Conical Nozzle. Proceedings of the third European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, November 24-26 1998, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung von optischen Meßtechniken wie Diodenlaserabsorptionsspektroskopie und laserinduzierter Fluoreszenz.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2687 Telefax 0551 / 709-2404 e-mail Stefan.Hein@dlr.de
weitere Partner	G. Dietz, RWTH Aachen	

Thema

Effects of nose bluntness on the nonlinear mode interaction scenarios in hypersonic cone flows.

Ausgangssituation

Many phenomena which can lead to laminar-turbulent transition in compressible boundary layers are still unexplained. With regard to blunt bodies in hypersonic flow it was observed in experiments that the final point of transition moved downstream when the nose was slightly blunted. After a certain amount of blunting the downstream movement of transition stopped and began to move upstream to the nose region when bluntness was further increased. The mechanism which actually causes this transition reversal is not identified yet. A change in receptivity properties, a qualitative change in linear or nonlinear instability characteristics or any combination of them could be the reason. Recent instability analyses for blunt cones at various nose radii have identified a reversal of critical Reynolds number for first-mode boundary-layer instability at large nose radii. Nevertheless, transition location estimations based on the e^N -method still show a monotonic downstream shift with increasing nose radius for both first- and second modes and hence do not provide a direct explanation for transition reversal. The appearance of amplified entropy-layer instabilities at large nose radii in a linear framework do not explain the transition reversal phenomenon either, since their growth is very weak only.

Ziel

Identification and analysis of possible nonlinear mode interaction scenarios which might trigger the breakdown of the laminar flow in hypersonic flows. Verification whether these scenarios show a qualitative change at large nose radii.

Lösungsweg

The axisymmetric flow of blunt cones with different nose radii is studied at hypersonic freestream Mach numbers. The basic flow data were calculated by the Thin Layer Navier Stokes code NSHYP. The DLR/FFA code NOLOT/PSE is used for linear and nonlinear nonlocal transition analyses. Detailed information on effects of nose bluntness on the linear instability characteristics of blunt cone flows are available from previous investigations already. This information helps to select modes which might lead to strong nonlinear interaction in a nonlinear analysis.

Ergebnis

Although at hypersonic Mach numbers the amplification rates of second-mode disturbances are often higher than the amplification rates of first modes, laminar-turbulent transition may still be dominated by first-mode instabilities. The downstream range of first-mode amplification is usually much larger than that of second-mode instabilities, which may well over-compensate their lower growth rates. In high-speed flows oblique first modes show stronger amplification than two-dimensional ones. Hence, a transition scenario triggered by interaction of oblique first modes is much more important at hypersonic Mach numbers than it is in a subsonic case. Figure 1 shows the results of a nonlinear interaction scenario initialized with a pair of symmetric oblique first modes $(1, \pm 1)$. They grow in amplitude and generate more and more other nonlinearly growing modes, like a stationary vortex $(0, 2)$ and the mean flow distortion (mfd) denoted by $(0, 0)$. The growth of these modes finally leads to the breakdown of the laminar flow, which is indicated by the rise of the skin-friction coefficient c_f at the end of the calculation (fig 1b).

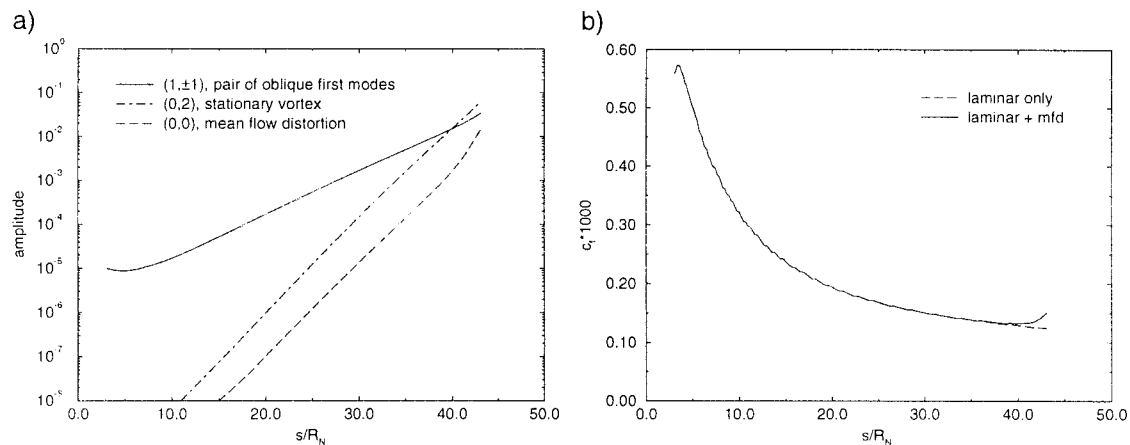


Abbildung 3: Interaction of a symmetric pair of oblique first modes on the blunt cone at $Ma_\infty = 5$ without angle of attack causing the so-called oblique breakdown, which is assumed to be one of the most important transition scenarios in hypersonic axisymmetric boundary-layer flows.

a) downstream evolution of the amplitudes of the most important modes.

b) calculated skin-friction rise due to laminar-turbulent transition.

Literatur

Kufner, E. :

Numerische Untersuchungen der Strömungsinstabilitäten an spitzen und stumpfen Kegeln bei hypersonischen Machzahlen. Dissertation Universität Stuttgart, 1995. DLR FB 95-11, 1995.

Hein, S. ; Wendt, V. ; Dallmann, U. :

Experimental and Theoretical Investigations on Transition in Hypersonic Flows at DLR Göttingen. In: Gasdynamic Problems of Space Transportation Systems, ed.: E. Krause, 1997.

Rosenboom, I. ; Hein, S. ; Dallmann, U. :

Numerische Untersuchungen des Einflusses der Nasenstumpfheit auf Grenzschichtinstabilitäten bei axialsymmetrischer Kegelumströmung. DLR-IB 223-98 A34, Okt. 1998.

Dietz, G. ; Hein, S. :

Entropy-layer instabilities over a blunted flat plate in supersonic flow. Physics of Fluids, Vol. 11, No. 1, Jan. 1999.

Weiteres Vorgehen

Whereas for linear analyses a rather coarse downstream resolution is sufficient, nonlinear analyses require smaller step sizes in regions with strong nonlinear mode interactions. Therefore, basic flow data with increased resolution in downstream direction have to be produced in order to allow nonlinear nonlocal transition analyses at large disturbance amplitudes. Up to now the nonlinear studies focused on interaction between boundary-layer instabilities of the same type. It is planned to analyse nonlinear interaction scenarios between first- and second-mode instabilities.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner H. Lüdeke, Dr. J.M.A. Longo

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2887

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr. P. Krogmann, DLR-Göttingen

Thema Verminderung der aerothermischen Vorhersageunsicherheiten an turbulenten Steuerklappen

Ausgangssituation

Im Rahmen des des TETRA-Programms (TEchnologien für zukünftige RaumTRAnsportsysteme) wird die thermische und aerodynamische Belastung von Wiedereintrittskörpern besonders im Bezug auf die Modellierung neuartiger Wandmaterialien untersucht. Die Umströmung der ausgeschlagenen Klappen kann durch die konkave Wölbung der Grenzschicht an der Anlegelinie zu stabilen Längswirbeln, sogenannten Görtlerwirbeln, führen, die einen wesentlich erhöhten Wärmestrom bewirken. Bisher wurden für diesen Effekt pauschal 50% Margins für die Thermalbelastung der Steuerklappen eingeräumt.

Ziel

Die existenz von Görtlerwirbeln in hypersonischen Grenzschichten wurde bereits in [1] und [2] experimentell und numerisch nachgewiesen. Gegenstand des Arbeitspakets 21350 ist die numerische Untersuchung dieses Phänomens am Beispiel des X-38 Experimentalvehikels, um auf diese Weise eine bessere Vorhersagbarkeit der thermischen Lasten zu ermöglichen. Weiterhin ist ein Vergleich mit Experimenten zum gleichen Thema am Rohrwindkanal in Göttingen (RWG) vorgesehen.

Vorgehensweise

Mit Hilfe des DLR Codes CEVCATS-N [3] wurde zunächst eine Anzahl von laminaren und turbulenten Basislösungen am vorliegenden X-38-Netz erzeugt (ca. 900000 Netzpunkte). Die an Windkanalbedingungen angepaßten Anströmbedingungen variierten bei $Ma_\infty = 6$ und $\eta_{\text{Klappe}} = 20^\circ$ zwischen $Re = 2 \cdot 10^6 - 9 \cdot 10^6$ bei Anstellwinkeln von $\alpha = 40^\circ$ und $\alpha = 42^\circ$. Eine Netzverfeinerungsstudie an lokalen Rechnetzen wurde einerseits im Hinblick auf die Netzkonvergenz der Lösung, andererseits auf die Minimierung der Netzpunktzahl durchgeführt. Die Ergebnisse konnten mit den Druckmessungen am RWG verglichen werden.

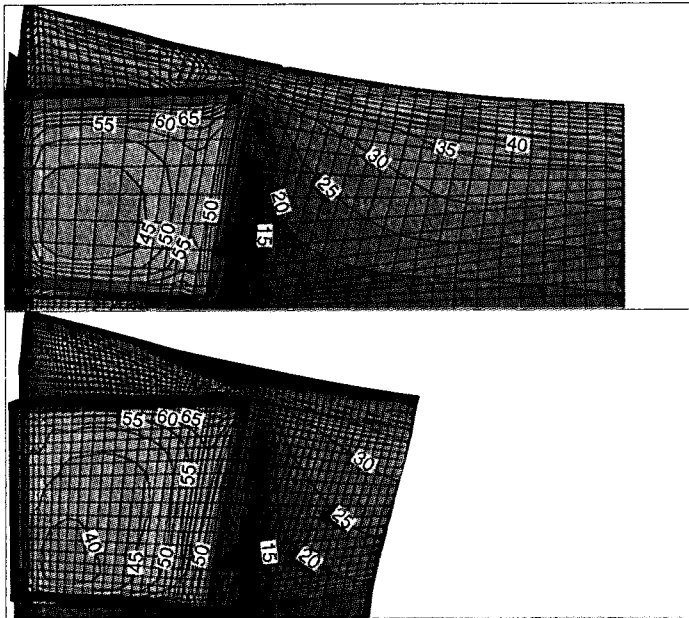


Abb. 1: Wärmefluß in W/m^2 im Klappenbereich bei $\text{Ma}_\infty = 6$, $\eta_{\text{Klappe}} = 20^\circ, 40^\circ$ Anstellwinkel und $\text{Re} = 3 \cdot 10^6$ für feines und doppeltfeines Netz.

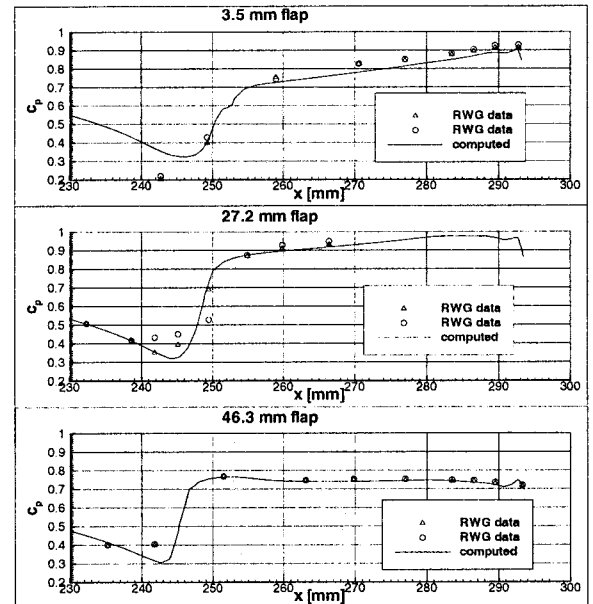


Abb. 2: Vergleich turbulent gerechneter und gemessener C_p -Werte im Klappenbereich bei $\text{Ma}_\infty = 6$, $\eta_{\text{Klappe}} = 20^\circ, 40^\circ$ Anstellwinkel und $\text{Re} = 3 \cdot 10^6$

Ergebnis

Die Netzkonvergenzstudie an lokalen Rechnernetzen um die ausgeschlagene Klappe zeigt eine gute Übereinstimmung der außerordentlich sensitiven Wärmestromverteilung auf beiden Netzen (siehe **Abbildung 1**). Ein Vergleich mit den RWG Ergebnissen des C_p -Wertes führte nach entsprechender Korrektur der Anstellwinkel zu außerordentlich befriedigenden Übereinstimmungen, sowohl bezüglich der Rechengenauigkeit, als auch der Vorhersagekraft des implementierten Baldwin-Lomax Turbulenzmodells (siehe **Abbildung 2**).

weiteres Vorgehen

Zusätzliche Netzverfeinerungen mit $2 \cdot 10^6$ Punkten im lokalen Netz sollen die Auflösung von Görtlerwirbeln im Klappenbereich ermöglichen. Für diese Fälle sind laminare sowie turbulente Simulationen angesetzt. Ein Vergleich mit thermischen Visualisierungen und Messungen im RWG ist vorgesehen, und soll die vorhergesagte Wärmelast bestätigen.

Literatur

- [1] Kreins, A.F.; Henckels, A.; Maurer, F.: Experimental Studies of Hypersonic Shock Induced Boundary Layer Separation. ZFW 20 (1996): 80-88, Springer Verlag 1996
- [2] Domröse, U.; Krause, E.; Meinke, M.: Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Shock-Boundary Layer Interaction. ZFW 20 (1996): 89-94, Springer Verlag 1996
- [3] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwaborn, D.: Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: 33-1 - 33-11; 1996

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Behzad K. Nazari		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon Telefax Email	0551 709 2329 0551 709 2800 behzad.nazari@dlr.de
Weitere Partner	ESA und Europäische Raumfahrtindustrie		
Thema	Untersuchung von Abgasstrahlen aus Kleintriebwerken mit der laserspektroskopischen Meßtechnik „Resonance Enhanced Multiphoton Ionization“ (REMPI) in der Simulationsanlage für Treibstrahlen Göttingen		
Ausgangssituation	Die Lage- und Bahnsteuerung von Satelliten, die Stufentrennung der Trägerraketen sowie Rendezvous/Docking-Manöver des Space-Shuttles an die Raumstation erfolgt mit Hilfe von Steuertriebwerken. Durch das Feuern der Triebwerke werden unerwünschte Kräfte, Momente, Wärmelasten und Verschmutzung hervorgerufen. Sie können eine Erhöhung des Treibstoffverbrauchs mit entsprechender Verminderung der Lebensdauer und Funktionsbeeinträchtigungen der Satelliten verursachen. Im Extremfall können sie sogar zur Zerstörung des Raumfahrzeuges führen. Von großem Interesse, insbesondere für die Satellitenhersteller, ist daher die Kenntnis dieser Beaufschlagungseffekte, um darauf basierend die schädlichen Wirkungen möglichst gering zu halten. Dies erfordert zunächst die Bestimmung des durch die Expansion entstehenden Strömungsfeldes, das auch Düsen-Strahlglocke genannt wird. Zur Charakterisierung der Strömung sind die Zusammensetzung, Temperatur, Dichte und Geschwindigkeit des Abgases von entscheidender Bedeutung.		
Ziel	Diese thermodynamischen Zustandsgrößen sollen in der Düsen-Strahlglocke gemessen werden.		
Lösungsweg	Die REMPI-Untersuchungen wurden in der Strahlglocke einer DASA-0.5N-Düse am Testgas N_2 als einer wesentlichen Zersetzungskomponente von Ein- und Zweikomponenten-Treibstoffen (Hydrazin N_2H_4 bzw. Monomethyl-Hydrazin N_2O_4) durchgeführt. In den verschiedenen Strömungsbereichen der Strahlglocke (vom Kontinuum bis ins Freimolekulare) wurden Rotationstemperaturen und Teilchendichten bis zum Düsenabstand $r \leq 3000mm$ mm bestimmt. Die		

Dichtewerte wurden mit den vorhandenen numerischen Modellen und den anhand einer Patterson-Sonde gemessenen Daten verglichen [1].

Ergebnisse

Gemessene Rotationstemperaturen wurden sowohl anhand eines Boltzmann-Diagramms als auch aus dem Besetzungsverhältnis zweier Rotationszustände ermittelt. Auf der Düsenstrahlachse zeigte sich das in der Expansion erwartete Verhalten, wobei die Rotationstemperatur ab einem bestimmten Punkt eingefroren ist. Im Grenzschichtexpansionsgebiet läßt die gemessene unterschiedliche Besetzung der Rotationszustände auf eine bimodale Verteilung der Rotationstemperatur schließen.

Im Bereich $r \leq 1000 \text{ mm}$ konnte die Abnahme der N_2 -Dichte proportional zum Kehrwert des Quadrats des Abstandes auf der Düsenstrahlachse deutlich nachgewiesen werden. Die Dichtewerte zeigten jedoch Abweichungen von den mit Hilfe des DLR-Plume-Modells [2] berechneten und den anhand der Patterson-Sonde gemessenen Daten [3]. Große Abweichungen vom DLR-Plume-Modell wurden auch außerhalb der Düsenstrahlachse in der radialen Dichteverteilung beobachtet. Dieses Verhalten wurde bereits bei den Messungen mit der Patterson-Sonde nachgewiesen.

Literatur

[1] B. K. Nazari; Untersuchung von Abgasstrahlen aus Kleintriebwerken mit der Lasermeßtechnik REMPI; Dissertation, DLR-Göttingen, (1999).

[2] R.-D. Boettcher, H. Legge; A Study of Rocket Exhaust Plumes and Impingement Effects on Space Craft Surfaces; II. Plume Profile Analysis; Part I-III, DFVLR Interne Berichte, (1980-1981).

[3] K. Plähn; Dissertation in Vorbereitung; DLR-Göttingen, (1999).

Weiteres Vorgehen

REMPI stellt eine geeignete Meßtechnik für die in naher Zukunft beabsichtigten Messungen der Zustandsgrößen in Triebwerksabgasstrahlen mit Hydrazin als Originaltreibstoff mit den Zersetzungscomponenten N_2 , H_2 und NH_3 dar. Darüber hinaus erlaubt diese Methode aufgrund ihrer großen Nachweisempfindlichkeit die Untersuchung des Rückströmungsbereiches in der Düsen-Strahlglöcke.

Datum: 03.03.99

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	I. Rosenboom, St. Hein, PD Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2418 Telefax 0551 / 709-2404

Thema

Numerische Untersuchungen des Einflusses der Nasenstumpfheit auf Grenzschichtinstabilitäten bei axialsymmetrischer Kegelumströmung im Hyperschall

Ausgangssituation

Die laminar-turbulente Transition in kompressiblen Grenzschichten ist noch weitgehend ungeklärt. Mit Hinblick auf stumpfe Körper in Hyperschallströmungen wurde in vielen Transitions-Experimenten beobachtet, daß sich das Ende des Transitionsprozesses in Stromabrichtung verschiebt, wenn vom spitzen Kegel zu geringfügig stumpfen Kegeln übergegangen wird. Nach Überschreitung einer bestimmten Nasenstumpfheit stoppt diese Stromabverschiebung der Transition und verschiebt sich bei weiterer Vergrößerung des Nasenradius' stromauf zur Nase. Diese sogenannte Transitions-Umkehr wird ebenfalls beobachtet, wenn der Nasenradius konstant gehalten wird und die Einheits-Reynolds-Zahl erhöht wird. Der für die Transitionsumkehr verantwortliche Mechanismus ist bis heute nicht identifiziert worden.

Sehr komplex ist bereits die Untersuchung der linearen Instabilität einer Hyperschallströmung, die hauptsächlich von der ersten und zweiten Mode sowie von Entropieschichtinstabilitäten dominiert wird. Bisherige numerische Untersuchungen (z.B. Malik et al. [2]) wurden nur für kleine Nasenradien durchgeführt. Insofern konnte auch nur eine monotone Stromabverschiebung des Neutralpunktes sowie eine Erhöhung der Transitions-Reynolds-Zahl festgestellt werden. In Erweiterung dazu studierte Kufner [1] zusätzlich das Instabilitätsverhalten für einen großen Nasenradius und zeigte, daß sich der Instabilitätsbereich für die zweite Mode weiterhin kontinuierlich stromab verschiebt. Andererseits wurden von Kufner Instabilitäten der ersten Mode nur für kleine Nasenradien gefunden. Desweiteren präsentierte Kufner erstmals numerische Ergebnisse von schwach angefachten Entropieschichtinstabilitäten, jedoch mit deutlich geringeren Frequenzen als im Experiment von Stetson et al. [5] beobachtet wurde.

Ziel

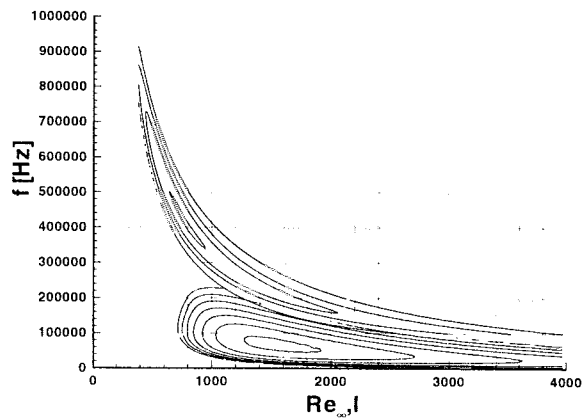
Es soll eine detaillierte Analyse des Einflusses der Nasenstumpfheit auf das lineare Instabilitätsverhalten von hypersonischen Grenzschichtströmungen durchgeführt werden. Dabei ist unter anderem zu klären, ob sich bereits im Rahmen einer linearen Instabilitätsanalyse ein Hinweis auf einen Stumpfheitseffekt finden läßt, der im Zusammenhang mit dem im Experiment gefundenen Phänomen der Transitionsumkehr bei großen Stumpfheiten stehen könnte.

Lösungsweg

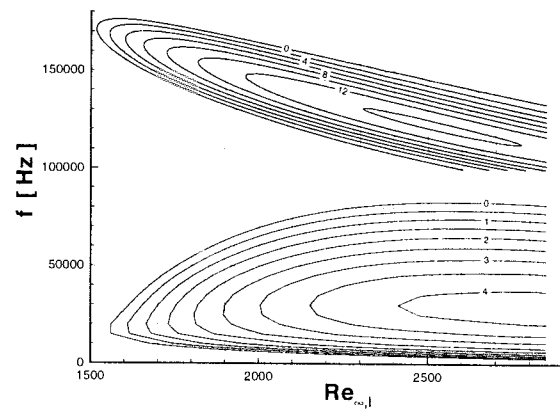
Untersucht werden axialsymmetrische Kegelumströmungen bei einer Mach-Zahl der Anströmung von $Ma_\infty = 8.0$ und einer Einheits-Reynolds-Zahl $Re_\infty/l = 8.202 \cdot 10^6$ 1/m. Alle Kegel haben einen Halboffnungswinkel von 7° . Kegel unterschiedlicher Stumpfheit werden betrachtet. Die Nasenradien $R_N = 3.81$ mm, 17.78 mm und 42.67 mm sind dabei so gewählt, daß nach Softley [4] sowohl der Bereich "kleiner Stumpfheit" als auch der Bereich "großer Stumpfheit" abgedeckt wird. Als Referenz dient ein ideal spitzer Kegel mit Nasenradius $R_N = 0$ mm. Während die Grundströmungsdaten der drei stumpfen Kegel aus Kufner [1] übernommen werden können, muß die Umströmung des spitzen Kegels mit Hilfe eines Thin-Layer Navier-Stokes Verfahrens berechnet werden. Die Instabilitätsanalysen erfolgen mit dem Programm NOLOT/PSE. Dieses Verfahren erlaubt Instabilitätsanalysen nach klassischer lokaler Theorie und nach nichtlokaler Theorie. Dadurch können nun auch bisher vernachlässigte Einflüsse der wandnormalen Geschwindigkeitskomponente, von Grundströmungsgradienten in Stromabrichtung und der wandnormale Druckgradient berücksichtigt werden.

Ergebnisse

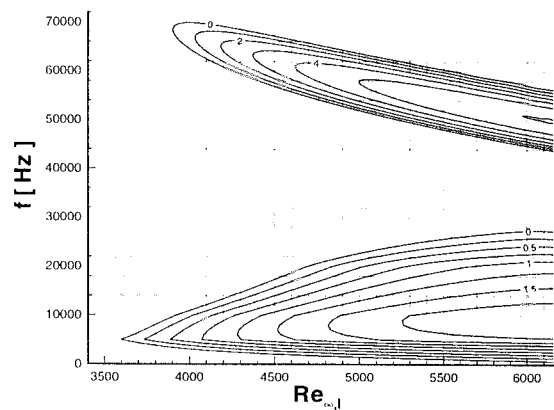
Bei allen untersuchten Kegelgeometrien konnten nicht nur angefachte zweite Moden, sondern auch angefachte erste Moden nachgewiesen werden. Die Instabilitätsdiagramme nach lokaler Theorie für die untersuchten Kegel sind in Abbildung 1 dargestellt (Rosenboom et al. [3]). Für zweite Moden wird eine kontinuierliche Stromabverschiebung der kritischen Reynoldszahl bzw. der kritischen Stromabposition mit zunehmendem Nasenradius beobachtet. Im Gegensatz dazu führt eine Erhöhung des Nasenradius' bei ersten Moden zunächst ebenfalls zu einer deutlichen Erhöhung der kritischen Stromabposition.



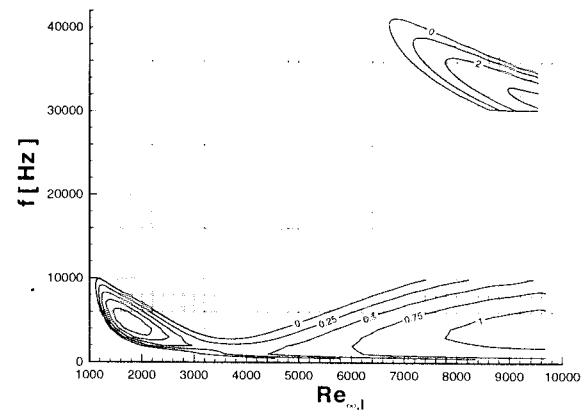
(a) $R_N=0$ mm



(b) $R_N=3.81$ mm



(c) $R_N=17.78$ mm



(d) $R_N=42.67$ mm

Abbildung 1: Instabilitätsdiagramme für Kegel mit verschiedenem Nasenradius R_N . Isolinien der Anfachungsrate für erste Moden im niedrigeren und für zweite Moden im höheren Frequenzbereich.

Im Bereich großer Stumpfheit wandert die kritische Stromabposition jedoch wieder deutlich stromauf. Das beim Kegel mit Nasenradius $R_N=42.67$ mm zusätzlich auftretende stromauf liegende Instabilitätsgebiet der ersten Mode steht im Zusammenhang mit einer in diesem Stromabbereich vorhandenen verzögerten Strömung. Während sich die Instabilitätsgebiete von erster Mode und zweiter Mode beim spitzen Kegel noch überlappen, kommt es mit zunehmender Stumpfheit zu einer immer deutlicheren Trennung des Instabilitätsbereiches erster und zweiter Moden im Frequenzraum.

Eine Abschätzung des Einflusses der Nasenstumpfheit auf die Transitionslage mit Hilfe der ϵ^N -Methode ergibt jedoch trotz der festgestellten Stromaufverschiebung der kritischen Stromabposition bei großer Nasenstumpfheit weiterhin eine kontinuierliche Stromabverschiebung des laminar-turbulenten Übergangs bei Erhöhung der Stumpfheit. Dennoch könnte das Auftreten der ersten Mode im Nasenbereich eine entscheidende Rolle im Rezeptivitätsprozeß spielen und somit in Beziehung zum Phänomen der Transitions-Umkehr stehen.

Literatur

- [1] Kufner, E.: *Numerische Untersuchungen der Strömungsinstabilitäten an spitzen und stumpfen Kegeln bei hypersonischen Machzahlen*. DLR-FB 95-11, 1995.
- [2] Malik, M. R et al.: *Effect of nose bluntness on boundary layer stability and transition*. AIAA 90-0112, 1990.
- [3] Rosenboom I. et al.: *Numerische Untersuchungen des Einflusses der Nasenstumpfheit auf Grenzschichtinstabilitäten bei axialsymmetrischer Kegelumströmung im Hyperschall*. DLR-IB 223-98 A 34, 1998.
- [4] Softley, E.J.: *Boundary Layer Transition on Hypersonic Blunt, Slender Cones*. AIAA 69-705, 1969.
- [5] Stetson, K.F. et al.: *On Hypersonic Boundary-Layer Stability*. AIAA 92-0737, 1992

Weiteres Vorgehen

Untersuchung der Eignung des DLR- τ -Codes zur hochgenauen Berechnung von Grenzschichtdaten für Instabilitätsanalysen. Es sollen Grundströmungsdaten sowie Instabilitätsdaten mit vorhandenen Ergebnissen in Abhängigkeit von numerischen Einflußparametern (Gitterauflösung, Diskretisierungsschemata, Konvergenzstadium) verglichen werden.

Datum: 1. März 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2800
weitere Partner	Mr. P. Barbante, Professor Dr. G. Degrez Von Karman Institute for Fluid Dynamics Rhode St. Genese, BELGIUM	

Thema

Investigation of Physico-Chemical Models for the Computation of High- Temperature Flows.

Ausgangssituation

Both skin friction drag and heat load are critical design parameters for future hypersonic vehicles. In view of the limited possibilities for ground-simulation of the relevant flows and the cost involved in flight simulations reliable computations for prediction of these quantities in hypersonic flows are indispensable for a successful design of these vehicles. The ongoing development of the CFD tools in this context has an Achilles' heel, namely, the accurate modelling of the thermodynamic, transport, and kinetic processes in the associated non-equilibrium phenomena occurring in multicomponent reacting and relaxing flows. There are considerable uncertainties and gaps in the input data for the relevant physico-chemical models, some of which are themselves current topics of research in their own right among physical chemists.

Ziel

The objective of this investigation is to develop an axisymmetric N-S code and a boundary layer code for testing physico-chemical models and validating the results against experimental and other numerical data. The aim of the study is also to take part in the ongoing plasma flow studies [1] at the VKI in support of its now operative 1.2 MW Plasmatron [2] and within the framework of an INTAS-RFBR project (Uni. Bari; Uni. Rome; CRS4, Cagliari; MSU, MIPT, IPM/RAS, Moscow; VKI/DLR).

Lösungsweg

A finite difference code for a reacting 2D/axisymmetric boundary layer has been written. The code is able to treat arbitrary gas-mixtures and is interfaced with the VKI thermodynamic and transport coefficient code PEGASE [3]. A simple but physically consistent wall catalyticity model has been included and allows the user to specify different sets of wall reactions with the related catalytic efficiencies. An extension to mixtures in thermal non-equilibrium is under development.

A 2D/axisymmetric Euler/N.-S. implicit code for reacting mixtures has also been written and incorporates all the above physico-chemical features. The code is currently in the validation phase and will be used for model tests as well as predictive computations of multicomponent reactive flows around axisymmetric configurations.

Ergebnis

Computations were carried out using the b. l. code for the AGARD B test case [4, 5] defined for a hyperboloid of revolution of semi-vertex angle = 10, nose radius = 2.54 cm under free stream conditions: altitude = 76.20 km, $M = 21.7$, $T = 195.46$ K, $p = 2.0074$ Pa. The wall is isothermal at $T = 1000$ K and fully catalytic for the recombination of atoms and ionized species. Three different mixtures were used in the computations: N₂-N, Air-5 (O₂,N₂,NO,O,N), and Air-7 (O₂,N₂,NO,NO⁺,O,N,e⁻) In Figure 1 the heat flux in the test case for the three mixtures is shown. It may be noticed that the heat flux for air mixtures is higher than the heat flux for nitrogen mixture; the difference is explained by the wall recombination of oxygen atoms and related excess heat release. The heat flux for air-7 and air-5 is practically the same due to the low level of ionization.

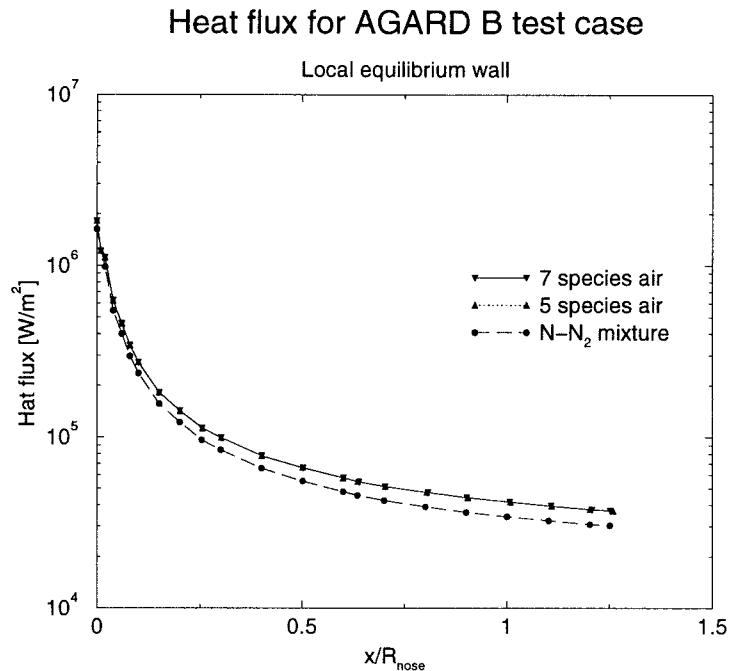


Figure 1: Heat Flux to the Wall for Multi-species Air in AGARD Test B Case

Literatur

- [1] B. Bottin et al.: Thermodynamic and Transport Properties for Induction Plasma Modeling, AIAA Paper No. 98-2938 (1998)
- [2] B. Bottin et al.: Aerothermodynamic Design of an Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, AIAA Paper No. 97-2498, 1997.
- [3] B. Bottin: PEGASE: Perfect Gas Equation Solver for Air at Various Pressures and Temperatures, VKI IN 101, 1996.
- [4] P. Barbante: Chemically Reacting High Temperature Gas Flow around a Stagnation Point, VKI Project Report 1996-03, 1996.
- [5] D. Straub et al.: Stationäre laminare Hyperschallgrenzschichten um ein Rotationshyperboloid bei thermischem Gleichgewicht der Luft, DLR FB-72-16, 1972.

weiteres Vorgehen

The two codes mentioned will be used for extensive model tests and for validation purposes. A combination of the boundary layer and Euler solutions will be assessed as to the accuracy and cost-effectiveness relative to the full N-S solutions as a guide for further applications.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2800
weitere Partner	K. Hannemann, V. Hannemann, S. Brück	

Thema

Physico-Chemical Modelling Studies towards Computation of High-Enthalpy Flows.

Ausgangssituation

The rapid and significant advances in computational power both in terms of hardware and software in recent years and the resurgence in 1980's of interest in future concepts for hypersonic transportation systems have identified CFD as an important and indispensable tool for R & D in the field. To take advantage of this valuable tool for reliable simulations and predictions one must pay careful attention to the quality and validity of the high-temperature phenomenological modelling inputs that go into the development of the CFD codes while striving to improve their numerical accuracy and algorithmic efficiency. Some of the 'rate-limiting' steps in achieving predictive capability via CFD are related to inadequacies in the physico-chemical models, associated data and experimental simulation. Some of the continuing modelling challenges and uncertainties have been briefly reviewed recently [1, 2]. It may be noted that many of the modelling aspects are themselves active areas of fundamental research in physical chemistry [3].

Ziel

The objective of these studies is to evaluate and test different physico-chemical models in development in order to validate them against experimental and numerical data. This ongoing effort is a contribution towards the refinement of the existing DLR NS-codes: CEVCATS-N and TAU.

Lösungsweg

Several modelling-sensitivity studies and applications have been carried out for 2D/axisymmetric steady flows and for 2D/axisymmetric unsteady flows. CEVCATS-N has been applied for simulations of nonequilibrium flows around 3-D configurations such as HALIS [4-6] and axisymmetric HEG nozzle calibration studies [7]. The models used therein will be improved and updated especially regarding the transport properties, ionization and relaxation kinetics.

Ergebnis

Applications of current codes [4-6] have been successful numerically in dealing with axisymmetric (HEG Nozzle) [5] and 3-D configurations (HALIS) for steady flows [6]. The time-accurate TAU code was used for analysing 2-D unsteady shock-shock interaction flows and also for several comparisons of different kinetic models for dissociating nitrogen [8]. Although the earlier models and input data used have been adequate for some purposes their limitations have since been recognized for any but rather simple comparisons, especially under thermal nonequilibrium conditions [9, 10]. For instance, the initial hopes of validating vibration-dissociation-coupling models through Caltech T5-experiments on nitrogen flows past double-cones and their computations by Candler, Hornung & Olejniczak [10] did not materialize but have brought to light the inadequacies of the models and reaction and relaxation kinetic data. Candler illustrates by Figure 1 a typical example of the inadequacy of current models in predicting such a basic item as the temperature profile in a plasmajet [9]. The Stanford experimental temperatures at the 15 cm test section exit are well below the predictions and are different in radial distribution trend as well. Candler and coworkers attribute this discrepancy i. a., to the inadequacies in the conventional ionization/radiation modelling in the plasma flow.

Another example is from the ongoing HEG flow characterization efforts. Fig. 2 shows that the strong expansion in the HEG contoured nozzle causes the air flow in thermal/chemical equilibrium initially, to deviate significantly from equilibrium and to freeze chemically and thermally further away from the throat [5]. Discrepancies were found for NO vibrational temperature between the CFD prediction with conventional Landau-Teller-modelling (Millikan-White data) showing $T_{vib}(NO)$ frozen at

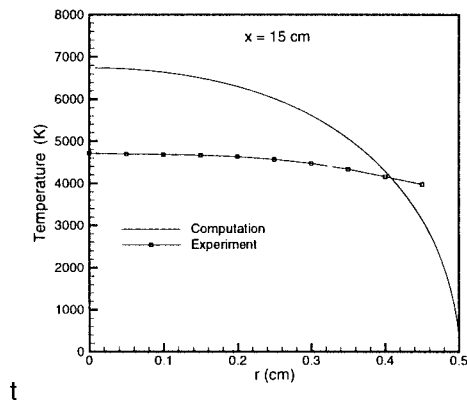


Figure 1: Temperature profiles in nitrogen plasma torch flow at 15 cm test section exit [9].

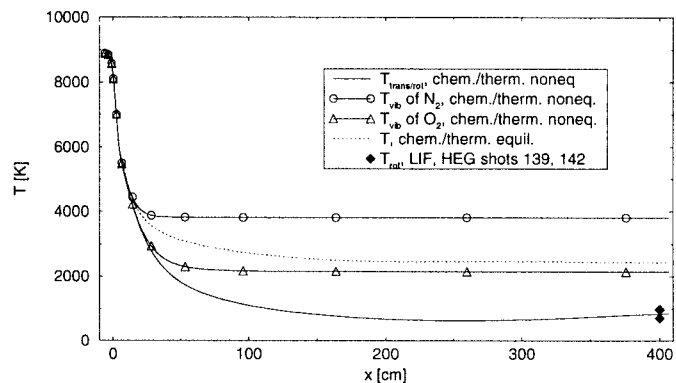


Figure 2: HEG centerline temperatures at condition I [5].

higher levels whereas LIF measurements in HEG confirmed the lower T_{tr-rot} , a 3-temperature CFD result assuming $NO_{vib} = T_{tr-rot}$, indicated in Fig. 2.

The above illustrative examples emphasize the need for an ongoing effort of close interaction of theoretical and experimental fluid dynamicists with physical chemists [3] and adaptation of their latest knowhow for further progress in the development of hypersonic CFD as a validated predictive tool.

Literatur

- [1] G. S. R. Sarma, K. Hannemann, and L. Walpot: Continuing Challenges in Physico-Chemical Modelling for Hypersonic CFD, DLR/ESTEC Report (to appear), 1999.
- [2] G. S. R. Sarma: 'General Introduction', in *Aerothermochemistry for Hypersonic Technology*, VKI-LS-1995-04, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genèse, Belgium, 1995.
- [3] M. Capitelli, Editor: *Molecular Physics and Hypersonic Flows*, NATO Adv. Study Inst. Series C, Vol. 482, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1996.
- [4] V. Hannemann, S. Brück, K. Hannemann, and G. S. R. Sarma: Nonequilibrium Modelling of High Enthalpy Flows and their Computation, *Proc. 15th IMACS World Congress on Scientific Computation, Modelling and Applied Mathematics*, Editor: A. Sydow, Vol. 3, Computational Physics, Chemistry and Biology, pp. 181-186, Wissenschaft & Technik Verlag, Berlin (1998).
- [5] K. Hannemann, V. Hannemann, S. Brück, R. Radespiel, and G. S. R. Sarma: Computational Modelling for High Enthalpy Flows, *Systems Analysis Modelling Simulation (SAMS)*, Vol. 34, No. 2, pp. 253-277 (1999).
- [6] S. Brück: Ein Beitrag zur Beschreibung der Wechselwirkung von Stößen in reaktiven Hyperschallströmungen, DLR-Forschungsbericht 98-06 (1998).
- [7] K. Hannemann, M. Schnieder: Calibration Results of the HEG Conical Nozzle, ESA-SP-426, pp. 667-671 (1998).
- [8] V. Hannemann: Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen unter Berücksichtigung von chemischen und thermischen Nichtgleichgewichtseffekten, DLR-Forschungsbericht 97-07 (1997).
- [9] G. V. Candler: High Enthalpy Flow Simulation Challenges, AIAA-Paper-98-2749, 1998.
- [10] J. Olejniczak, G. V. Candler, and H. G. Hornung: Computation of Double-Cone Experiments in High Enthalpy Nitrogen, AIAA-Paper-97-2549, 1997.

weiteres Vorgehen

Critical evaluation and possible adaptations of relevant physico-chemical data and models for development, updating and validation will be continued. Clearly, *model validations* by dedicated experiments and computations on simpler configurations should proceed successfully prior to any reliable *code validations* can be accomplished. Computational tests of physico-chemical models are being pursued in collaboration with doctoral candidates at the Von Karman Institute for Fluid Dynamics (Belgium). High-enthalpy facilities such as HEG, L3K (DLR) and Plasmatron (VKI) with their complementary capabilities should offer possibilities for experimental comparisons and eventual validation of some of the models.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	Mr. S. Özgen, Prof. G. Degrez, Prof. M. Carbonaro Von Karman Institute for Fluid Dynamics Rhode St. Genese, BELGIUM	

Thema

Stability of Two Layer Flows.

Ausgangssituation

The stability of a system formed by a gas shearing a viscous fluid layer on a wall has attracted considerable interest in the recent years. The practical applications are in coating and lubrication technologies, polymer processing and de-/anti-icing of aircraft wings in winter. Anti-/De-icing fluids are sprayed on aircraft wings to prevent dangerous loss of lift due to ice formation. The residual layers of such fluids may be of either Newtonian or non-Newtonian character. De-icing fluids are generally Newtonian while anti-icing fluids are non-Newtonian. Certification of such fluids for industry has been carried out over many years now in the cold wind tunnel at the Von Karman Institute for Fluid Dynamics. Recently basic theoretical and experimental studies on the stability characteristics of such liquid layers have been started [1, 2] both to understand the fundamental mechanisms involved and eventually to find ways of controlling the associated instabilities.

Ziel

We consider a turbulent boundary layer flow of a fluid over a denser, more viscous fluid on a flat plate. The parameters here are numerous representing (with upper fluid properties as units): viscosity ratio (m), density ratio (r), thickness of the liquid layer (l), surface tension (S), gravity (Froude number, F) and also the power-law index of the liquid (n) ($n \neq 1$ for a non-Newtonian fluid and $n = 1$ for a Newtonian fluid).

The stability of the configuration is governed by an eigenvalue problem with an Orr-Sommerfeld equation for each of the layers together with the boundary conditions at the wall and two-fluid interface. The eigenvalues in a temporal description are the phase speed (c_r), amplification factor (c_i) for a given Reynolds number (R) based on the liquid height d^* and freestream velocity U^* , a disturbance wavenumber (α), keeping m , l , F , S and n fixed.

The VKI Cold Wind Tunnel experimental efforts in parallel concentrated on the measurement of wave characteristics, such as the wavelength α , wave propagation speed c_r and wave height ξ using the light absorption technique developed at VKI. Two Newtonian and one non-Newtonian fluid were tested with their different diluted versions [2].

Lösungsweg

The numerical problem is solved by an accurate shooting search method. Asymptotic solutions decaying in the upper (air) layer are used to construct the required linearly independent solutions to set up the general solution of the complex eigenvalue problem for integration towards the wall. Appropriate interfacial conditions are imposed at the two-fluid boundary and a repetitive Gram-Schmidt orthogonalization procedure accompanies the 4th order Runge-Kutta integration in double-precision arithmetic to ensure linear independence of the solutions. Through a preliminary search procedure fairly accurate initial estimates for the

eigenvalue parameters are found and starting with two such points the linear stability curves can be mapped out automatically.

Ergebnis

In the numerical studies, it was found that at given R, α there also exist two distinct modes as was in the case with a laminar boundary layer, namely the interfacial and internal modes. For the interfacial mode, the critical layer is in the viscous sublayer of the turbulent profile, whereas it is in the liquid layer for the internal mode.

An important finding of the experiments was that the waves formed in Newtonian fluids were at least an order of magnitude faster than the ones observed in non-Newtonian fluids. Table 1 shows a comparison between the experimental and the theoretical results obtained for a Newtonian fluid. As can be seen, the agreement of the wavelengths especially at higher liquid thickness is remarkable. Although a good agreement for the wave speeds is seen in the Table, for other conditions it was not as good due to the inappropriate data acquisition rate and measurement procedures [2] which are currently being improved.

$d_2^*(\text{mm})$	$U^*(\text{m/s})$	$\lambda^*(\text{exp,mm})$	$\lambda^*(\text{num,mm})$	$c_r^*(\text{exp,mm/s})$	$c_r^*(\text{num,mm/s})$
1.1	10.1	30.6	21.9	17.6	66.7
1.6	10.3	16.6	19.6	89.3	97.9
2.5	8.8	20.4	20.6	135.1	139.

Table 1: Comparison of numerical and experimental data for a de-icing fluid.

Literatur

[1] S. Özgen, G. Degrez, and G. S. R. Sarma: Two-fluid boundary layer stability, *Phys. Fluids*, Vol. 10, No.11, 2746-2757, 1998.

[2] S. Özgen, V. Stoquart, M. Carbonaro, and G.S.R. Sarma: Experimental Study of Wave Formation on a Layer of De/Anti-Icing Fluid, in *Proc. Ankara International Aerospace Conference*, Sept. 9-11, 1998, Ankara, Turkey.

weiteres Vorgehen

The linear stability codes mentioned are being used for extensive parameter studies and possible extensions will be considered for comparisons with careful experiments under way. Earlier experimental database has indicated significant differences in the wave-patterns between the Newtonian and non-Newtonian liquids. More recent experiments have revealed that the waves generated in Newtonian fluids are at least an order of magnitude faster than those generated in non-Newtonian fluids. Although the agreement of the computed wavelengths with the ones observed in the experiments are remarkable, the agreement of computed and measured wave speeds were found to be deficient [2]. This is attributed to the inadequate methods used earlier for finding wave speeds and is currently being remedied by improving the measurement chain and the data processing procedures. Also the turbulence in the air layer is an important factor as confirmed by additional computations. The present studies, theory & experiment, promise to throw light at least on some aspects of the admittedly complex, multi-faceted problem of wave-formation on liquid layers, an ubiquitous phenomenon of practical interest.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2800
weitere Partner	Mr. B. Bottin, Mr. D. Vanden Abeele, Prof. Dr. G. Degrez, Prof. M. Carbonaro Von Karman Institute for Fluid Dynamics Rhode St. Genese, BELGIUM	

Thema

Thermodynamic and Transport Coefficient Modelling for the Computation of High- Temperature Flows.

Ausgangssituation

Reliable CFD is an indispensable tool for a successful design of future hypersonic vehicles in view of the limitations for ground-simulation of the relevant flows and the high cost involved in flight simulations. However, the ongoing development of CFD in this context needs an accurate modelling of the thermodynamic, transport, and kinetic processes in the associated non-equilibrium phenomena occurring in multicomponent reacting and relaxing flows. There are considerable uncertainties and gaps in the input data for the relevant physico-chemical models, some of which are themselves current topics of research in their own right among physical chemists.

Ziel

The objective of this investigation is to assist CFD developments by providing updated routines for thermodynamic, transport and reaction kinetic databases. The aim of the study is also to take part in the ongoing plasma flow studies at the VKI in support of its now operative 1.2 MW Plasmatron [1] and within the framework of an INTAS-RFBR project (Uni. Bari; Uni. Rome; CRS4, Cagliari; MSU, MIPT, IPM (RAS), Moscow; VKI/DLR).

Lösungsweg

Recent collision integral data [2, 3] have been implemented into the VKI thermodynamic and transport properties code PEGASE [4]. The latest PEGASE-results for the transport coefficients of air agree very well with state-of-the-art calculations by other researchers [5].

Ergebnis

On Fig. 1, results obtained [5] for the thermal conductivity of high-temperature air plasma at 1 atm are compared with the values obtained by other researchers. Good agreement is found with the calculated values of Murphy and Vasil'evsky et al. and with the experimental values of Asynovsky et al. and Devoto et al. On Fig. 2, results obtained for the electrical conductivity of air plasma at 1 atm are found to be in perfect agreement with the numerical values of Murphy and in good agreement with the experimental values of Devoto et al. The values of Vasil'evsky et al. are somewhat lower but still in good agreement.

Arrhenius-type source terms based upon the chemical kinetics models of Dunn and Kang and Park have been added to the PEGASE library [6] in order to compute ionized gas flows under chemical non-equilibrium.

It was noted that the modeling of diffusion in ionized mixtures under chemical non-equilibrium is still a poorly understood issue in the Western literature. As this topic has already been worked out by Russian researchers, Dr. A. F. Kolesnikov (Russ. Acad. Sci.), associated with the Plasmatron and the INTAS Projects, was invited to the VKI to write down a complete and accurate model of diffusion in two-temperature plasmas. His report is available as a VKI Technical Note [7]. Code-to-code comparisons between IPM/RAS and VKI for the Plasmatron flow and temperature fields for the equilibrium case have been very satisfactory [8]. A routine, which solves the full multi-component system Stefan-Maxwell equations in an iterative manner has been developed and is undergoing validation.

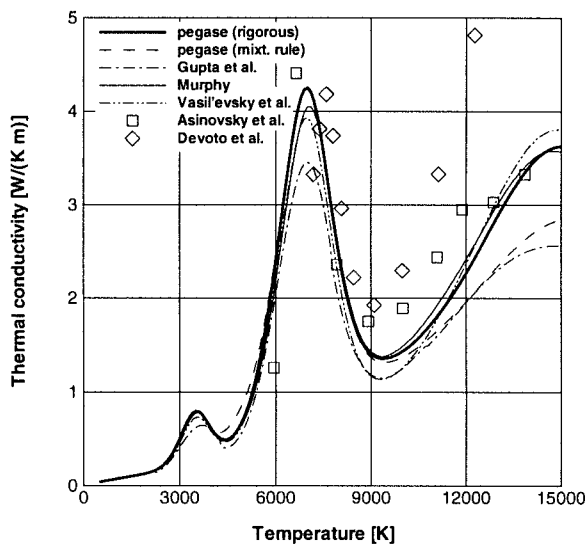


Figure 1: Thermal conductivity of air at 1 atm

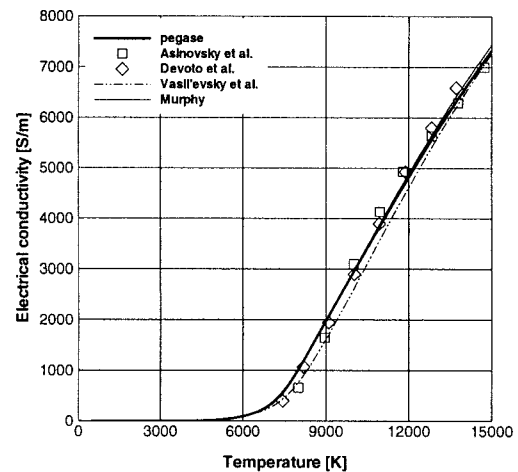


Figure 2: Electrical conductivity at 1 atm

Literatur

- [1] B. Bottin et al.: Aerothermodynamic Design of an Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, AIAA Paper No. 97-2498, 1997.
- [2] M. Capitelli et al.: Transport Properties of High Temperature Air Species, AIAA Paper 98-2936. (1998)
- [3] J. R. Stallcop et al.: Analytical Fits for the Determination of the Transport Properties of Air, *J. Thermophys. Heat Transf.*, **10** (4), pp. 697-699 (1996).
- [4] B. Bottin: PEGASE: Perfect Gas Equation Solver for Air at Various Pressures and Temperatures, VKI IN 101, 1996.
- [5] B. Bottin et al.: Thermodynamic and Transport Properties for Inductive Plasma Modeling, Accepted for publication in *J. Thermophys. Heat Transfer*, 1999, Based on AIAA Paper 98-2938 (1998)
- [6] J. P. Mellado-Gonzalez: Development of a Chemical Kinetics Model for Inductive Plasma Simulations, VKI Stagiaire Report 1998-36 (1998).
- [7] A. F. Kolesnikov: Self-Consistent Stefan-Maxwell Relations for Multi-Component Ambipolar Diffusion in Two-Temperature Plasma Mixtures, VKI Technical Note 196 (January 1999).
- [8] D. Vanden Abeele et al.: Code-to-Code Validation of Inductive Plasma Computations, in *Proc. 5th European Conference on Thermal Plasma Processing*, July 13-16, 1998, St. Petersburg.

weiteres Vorgehen

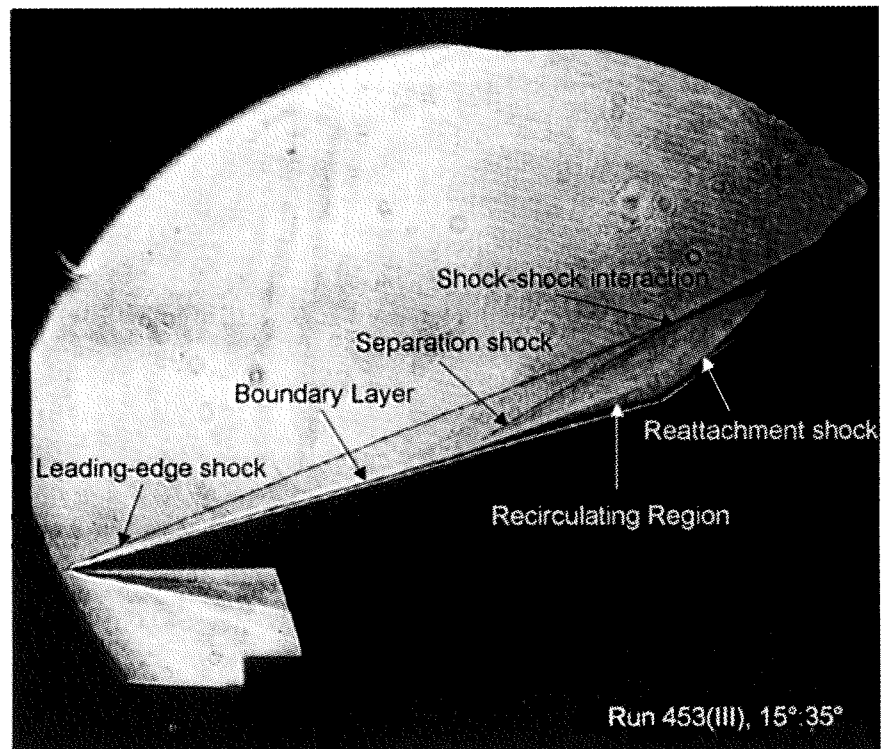
At present, a Navier-Stokes code, a boundary-layer code and a code which simulates the plasma flows inside the VKI plasmatron are all running under chemical non-equilibrium, using PEGASE as a common source of non-equilibrium physico-chemical models. Extension to thermal non-equilibrium—the last step in the development of truly non-equilibrium CFD code—has just been started.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechspartner	Jan Martinez Schramm		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon Telefax Email	0551 709 2323 0551 709 2800/2870 Jan.Martinez@dlr.de
Datum	Februar, 1999.		
Thema	Verhalten von Ablöseort und Wärmeübergang beim Wiederanlegepunkt Der Grenzschicht am Modell einer Doppelrampe in chemisch reagierender Strömung im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG).		
Ausgangssituation	Beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre in Höhen zwischen 50 und 100 Kilometer wird ein Raumgleiter extremen Bedingungen ausgesetzt. Eine Doppelrampenkonfiguration als Modell erzeugt eine Strömung, die mit der eines Steuerklappe an solch einem Raumgleiter vergleichbar ist. Charakteristische Größen zur Klassifizierung der Strömungsvorgänge sind die Ablösung der Strömung, und der Wärmeübergang am Wiederanlegepunkt. Die chemischen Vorgänge in der Strömung (z.B. Dissoziation der Luft hinter einem Stoß, Rekombinationsreaktionen in Expansionsfächern und in der Grenzschicht, und katalytische Reaktionen auf der Oberfläche) verändern diese Größen und sind noch nicht verstanden. Als Beispiel dient der erste Wiedereintritt des amerikanischen Shuttles. Bei einem Wiedereintrittswinkel von 35° wurde der benötigte Ausschlag um das Shuttle in Trimmung zu behalten, zweimal so groß wie theoretisch angenommen.		
Ziel	Der Einfluß der chemischen Vorgänge in der Strömung auf Ablösung der Grenzschicht soll im Hochenthalpiekanal untersucht werden.		
Lösungsweg	Das Modell wurde mit Drucksensoren und Thermoelementen ausgerüstet, um Druckverläufe und Wärmerübergangverläufe zu bestimmen. Weiterhin sind die Stoßlagen und -abstände durch eine Sichtbarmachung mit holographischer Interferometrie und zeitaufgelösten Schlierenaufnahmen untersucht worden.		

Ergebnisse

Das Bild zeigt eine typische Aufnahme einer Strömungskonfiguration um eine Doppelrampe. Die komplexe Struktur der Strömung ist gut zu erkennen.



An der Ablösestelle (Separation) der Strömung bildet sich ein Ablösestoß aus, der mit dem Stoß, der sich an der Spitze ausbildet, wechselwirkt. Eine weitere Wechselwirkung entsteht mit dem Stoß, der sich am Wiederanlegepunkt (Reattachment) ausbildet. Der Abstand zwischen Separations- und Wiederanlegepunkt wird als Separationslänge bezeichnet. Diese Länge und der Wärmeübergang am Wiederanlegepunkt sind die oben genannten charakteristischen Größen, deren Untersuchung zur Zeit noch in Bearbeitung sind.

Weiteres Vorgehen Neben der optischen Messung der Ablöselänge wird, wird ein Differentialinterferometer benutzt um eine Dichtverteilung in der Grenzschicht, sowohl vor als auch nach dem Ablösepunkt, zu vermessen. Weiterhin soll eine Skalierung zur Beschreibung der Ablöselänge in Abhängigkeit der relevanten Kennzahlen der Strömung, gefunden werden. Relevante Kennzahlen sind hier die lokale Reynoldszahl am Ablösepunkt Re_{x1} , die Machzahl hinter dem Bugstoß M_1 , Temperaturen hinter dem Bugstoß T_1 und an der Wand T_W , der Rampenwinkel θ_w , und das Verhältnis der spezifischen Wärmen hinter dem Bugstoß γ_1 .

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. E. Schülein

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/ 709-2803
Telefax: 0551/ 709-2811
e-mail: erich.schuelein@dlr.de

Thema: Effektivität von Steuerelementen in einer dicken Rumpfgrenzschicht.

Ausgangsposition:

Die Effektivität von konventionellen Steuerelementen in einer dicken Rumpfgrenzschicht wird durch den Einfluß des gesamten Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungsgebiets in der Nähe und im Nachlauf des Leitwerks sehr stark beeinträchtigt.

Ziel:

Es sollen experimentelle Untersuchungen des Einflusses eines Leitwerkes mit kleinem Seitenverhältnis in einer dicken Grenzschicht auf die Effektivität eines stromabwärts platzierten Ruders durchgeführt werden.

Lösungsweg:

Es werden Untersuchungen am Modell einer Leitwerk/Steuerfläche-Kombination in einer vergleichsweise dicken turbulenten Plattengrenzschicht im Rohrwindkanal der DLR in Göttingen durchgeführt. Dabei werden als variable Parameter der Abstand zwischen dem Leitwerk und der Steuerfläche L (Bild 1, oben), sowie die Anstellung des Fins β_1 bei verschiedenen Ruderausschlägen β_2 variiert.

Ergebnis:

Die experimentelle Untersuchungen wurden mit Hilfe von Wandschubspannungsmessungen (Global Interferometry Skin Friction -Meßverfahren[1]), sowie mit Ölanstrichsichtbarmachung durchgeführt. Dabei wurden bei $M_\infty = 5$ und $Re_{1\infty} = 40 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ die Geometrieparameter in folgenden Grenzen variiert: $L/H = 0, 0.5, 1, 1.5, 2$; $\beta_1 = -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$; $\beta_2 = -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$. Das Verhältnis der Ruderhöhe ($H = 40 \text{ mm}$) zur Grenzschichtdicke an dessen Vorderkante lag etwa bei 8. Die Effektivität einer Steuerfläche im Windschatten des Fins und in einer dicken Rumpf- bzw. Plattengrenzschicht wird durch die induzierte Ablösung der Leeströmung und durch die entsprechende starke Änderung der Stoßstruktur in der Nähe des Ruders sehr stark beeinflusst (Bild 1, a-d). Die detaillierte Wandschubspannungsmessungen in diesen komplizierten 3-D Strömungen wurden nur an ausgewählten Konfigurationen durchgeführt. Das Bild 2 zeigt als Beispiel einige Ergebnisse der Messungen im Nachlauf des Leitwerks bei $\beta_1 = 0$. Die im Rahmen des GISF-Verfahrens gewonnene Ölfilminterferenzbilder dienen nicht nur der Bestimmung des Reibungsbeiwertes (Bild 2 e, Bereich III), sondern lassen auch dessen Verteilung im gesamten Messbereich sehr gut erkennen (Bild 2 d, Bereich I). Die experimentelle Reibungsbeiwertverteilungen werden zur Zeit vollständig ausgewertet und füllen somit die experimentelle Datenbank, die zur Validierung moderner numerischer Rechenverfahren zur Verfügung steht.

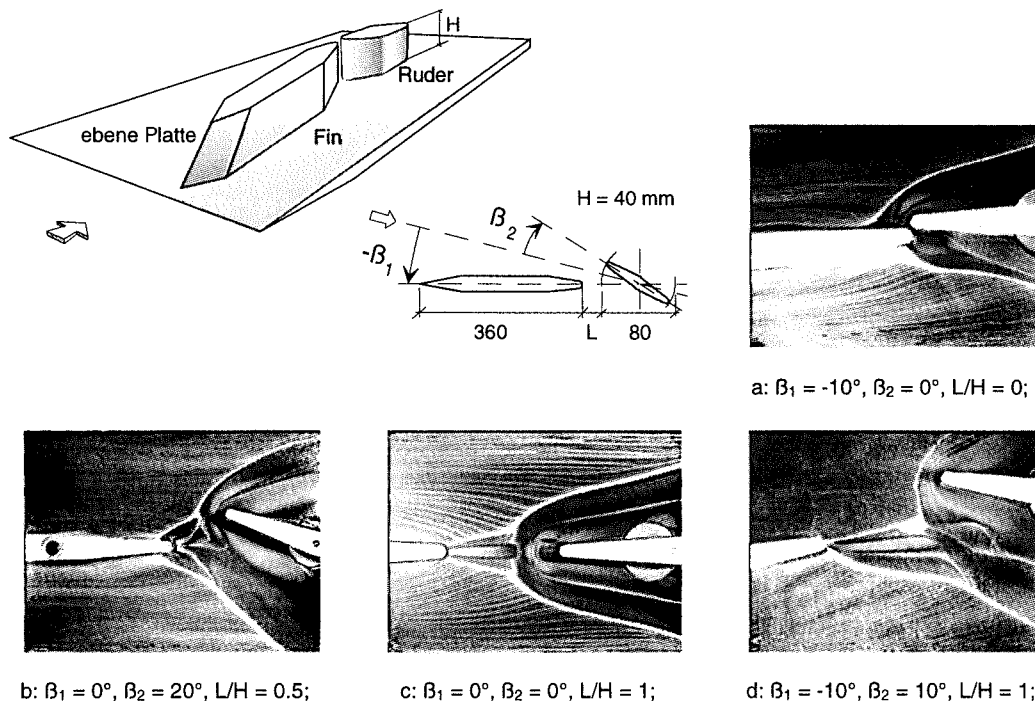


Bild 1. Einige Beispiele der Ölanstrichbilder bei $M_\infty = 5$ & $Re_{l,\infty} = 40 \times 10^6 1/m$

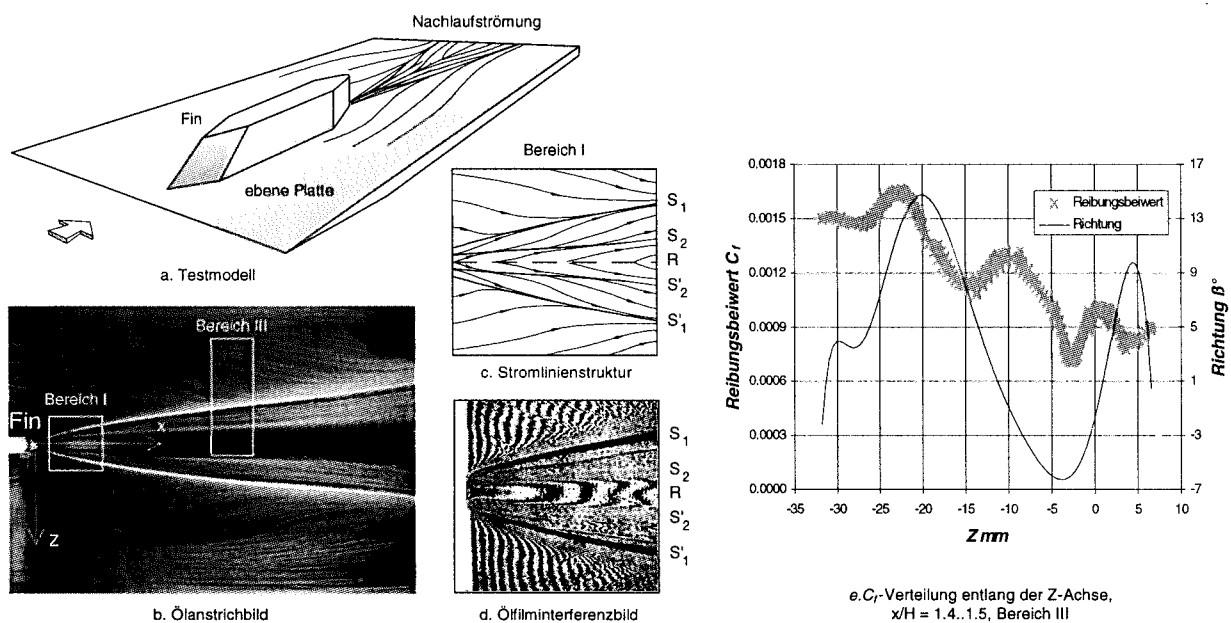


Bild 2. Beispiele der GISF-Messung im Nachlauf des Leitwerks ohne Ruder

Literatur:

1. Schüle E., Koch S., Rosemann H. Skin friction measurement and transition detection techniques for the Ludwig-Tubes at DLR // Proc. RTO/AGARD Fluid Dynamic Measurement Technology, Seattle, USA, September 22–25. 1997. P. 23-1–23-9.
2. Krogmann P., Schüle E. Flow Visualizations in a Short-Duration Super-/Hypersonic Wind Tunnel. 8th International Symposium on Flow Visualization, September, 1 - 4, 1998, Sorrento (NA) , Italy

weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen an dieser Konfiguration werden mit Kraftmessungen am Ruder 1999 weitergeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	D. Schulte, A. Henckels, R. Neubacher		
Institution	DLR, Inst. für Strömungsmechanik, Abt. Windkanäle Köln		
Adresse	Linder Höhe D-51140 Köln	Telefon Telefax e-mail	02203/601-2627 02203/601-2344 andreas.henckels@dlr.de
weitere Partner	DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH Aachen		
Thema	Reibungseffekte in Hyperschall-Einläufen		

Ausgangssituation

Der Triebwerkseinlauf stellt für den Antrieb zukünftiger Hyperschall-Raumflugzeuge (wie z.B. ELAC) eine leistungsbestimmende Baugruppe dar, dessen Wirkungsgrad die Effizienz des gesamten Fluggerätes beeinflusst. Eines der dominierenden Strömungsphänomene innerhalb solcher Hyperschall-Einläufe ist die Wechselwirkung zwischen Verdichtungsstößen und den Grenzschichten auf den Einlaufwänden. Diese Interaktionen können zu einem Ablösen und Wiederanlegen der Grenzschicht und dadurch bedingt oftmals auch zur Ausbildung hoher lokaler Wärmelasten aufgrund von Görtler-Wirbeln führen. Eine Möglichkeit zur Beeinflussung von Stoß / Grenzschicht-Wechselwirkungen ist die Verwendung einer Absaugung am Ort der Grenzschichtablösung.

Ziel

Ziel ist die Bereitstellung von Auslegungskriterien für die Optimierung eines Hyperschall-Einlaufes mittels Beeinflussung der Stoß / Grenzschicht-Wechselwirkung durch den Einsatz von Grenzschichtabsaugungen in der dreidimensionalen Einlaufströmung.

Lösungsweg

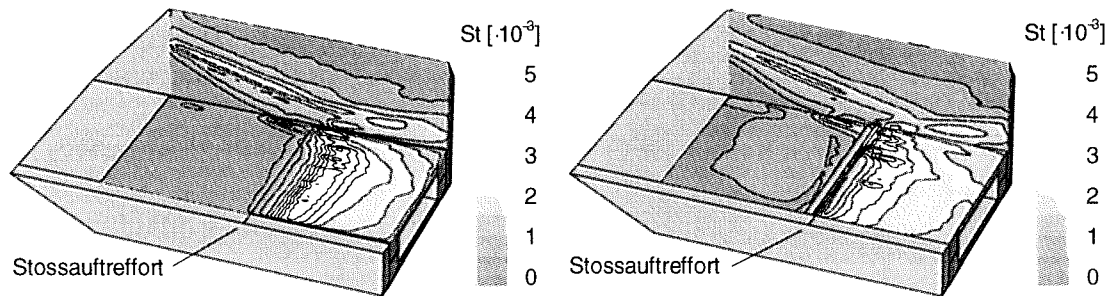
Aufgrund der gegenseitigen Wechselwirkungen zwischen den Einlaufwänden ist das Strömungsfeld im Inneren eines Einlaufes relativ komplex [1]. Daher werden Prinzipmodelle verwendet, mit deren Hilfe die Strömungsphänomenologie auf eine einzelne, ebene Stoß / Grenzschicht-Interaktion bei laminarer Grenzschicht reduziert wird.

Aufbauend auf vorangegangenen Untersuchungen [2], in denen hauptsächlich Modelle mit einem zweidimensionalen Strömungsfeld betrachtet wurden, wird nunmehr auch der Einfluß von Seitenwänden auf die Wirkungsweise der Absaugung analysiert. Zu diesem Zweck werden Versuche im Hyperschall-Windkanal H2K des DLR in Köln durchgeführt, wobei zur Diagnostik neben Koinzidenz-Schlierenoptik, Druckmeßtechnik und Ölanstrichverfahren ein

Infrarot-Thermographie-Verfahren zum Einsatz kommt. Begleitend werden zu den Experimenten numerische Simulationen durchgeführt.

Ergebnis

Bei den Experimenten zeigt sich, daß die Wirkungsweise der Absaugung stark von der Positionierung des Absaugespalt in Bezug auf den Stoßauftreffort bzw. den Ort der Ablöseblase abhängig ist. Die größte Wirkung der Absaugung (bei ansonsten gegebener Geometrie des Absaugespalt) läßt sich bei einer Positionierung des Spaltes unmittelbar vor dem auftreffenden Stoß erreichen. Dies ermöglicht auch eine deutliche Verringerung der stoßinduzierten Wärmelasten.



Die Abbildung zeigt die aus Thermographie-Aufnahmen berechneten Wärmelasten auf der Modelloberfläche einmal für einen Fall ohne Absaugung (links) sowie einen Fall mit optimal positioniertem Absaugespalt (rechts).

Literatur

- [1] Schulte, D.; Henckels, A.; Wepler, U.: *Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets*. Aerospace Science and Technologie, Vol. 2 (1998), No. 4, S. 231–239
- [2] Schulte, D.; Henckels, A.; Schell, I.: *Boundary Layer Bleed in Hypersonic Inlets*. Vieweg Series Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60 (1997): New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics, Contributions to the 10th DGLR / AG STAB Symposium, Braunschweig (1996), S. 296–303

weiteres Vorgehen

Weitere Aktivitäten haben die Bereitstellung von Auslegungsparametern für Hyperschall-Einläufe zum Ziel, welche in der Regel für eine bestimmte Machzahl ausgelegt, aber über einen größeren Machzahlbereich betrieben und entsprechend angepaßt werden müssen, wobei insbesondere viskose Effekte Berücksichtigung finden.

Datum 05. März 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher / AR Dr.-Ing. J. Müller

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** 089 / 6004 2384
D-85577 Neubiberg **Telefax:** 089 / 6004 4092
e-mail: werner.staudacher@unibw-muenchen.de

Thema Topologische Untersuchungen einer Anlaufstrecke-Rampe-Konfiguration im
Überschall

Ausgangssituation

An einem Anlaufstrecke-Rampe-Modell sind umfangreiche Messungen hinsichtlich der abgelösten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung durchgeführt worden. Hierbei wird im Bereich des entstehenden Rezirkulationsgebietes eine spannweitige Komponente in der ursprünglich zweidimensionalen Strömung induziert.

Ziel

Mit Hilfe des Ölanstrichverfahrens sollen Dreidimensionalität bzw. die Symmetrie der Strömung visualisiert werden. Ein weiterer Schwerpunkt ist die Erfassung der Phänomene an der Windkanalseitenwand sowie im Eckenbereich des Anlaufstrecke-Rampe-Modells.

Lösungsweg

Der Versuchsaufbau besteht aus einer 300 mm breiten Anlaufstrecke-Rampe-Konfiguration, welche bündig mit den Kanalwänden eingebaut ist. Die Anlaufstrecke weist eine Länge von 1265 mm auf, wodurch eine ausreichend dicke turbulente Grenzschicht generiert wird. Die sich anschließende 24 Grad Rampe besitzt eine Länge von 90 mm. Als Ölanstrichmittel wird ein Gemisch aus Paraffinöl, Rizinusöl und Titandioxid eingesetzt, welches einen guten Kontrast zur schwarz gefärbten Oberfläche liefert. Durchgeführt wird eine Machzahlvariation, ausgehend von $Ma = 1.9$ bis $Ma = 2.9$ in Inkrementen von $\Delta Ma = 0.2$.

Ergebnis

Das Wandanstrichbild bei $Ma = 1.9$, $Re = 27 \cdot 10^6 m^{-1}$ (siehe Abb. 1) weist die größte Ablösung sowie ausgeprägte Dreidimensionalität auf. Zusätzlich wiedergegeben ist eine Ölanstrich-Aufnahme der Seitenwand sowie eine schlierenoptische Aufnahme des Versuchs. Letztere zeigt einen vollausgebildeten Lambda-Stoß über der Rampe, dessen Äste sich zu einem annähernd senkrechten Stoß vereinigen. Bei Steigerung der Anströmmachzahl (siehe Abb. 2) wird die wandnahe Strömung zunehmend symmetrischer. Dabei wandern die Anlege-Noden (5) auf der Rampe zur Kanalseitenwand hin. Als unmittelbare Konsequenz reduziert sich die von den Noden ausgehende Krümmung der Streichlinien in Richtung Kanalmittelschnitt, bis bei $Ma = 2.5$ der Sattelpunkt (4) der Anlegelinie nicht mehr lokalisierbar ist.

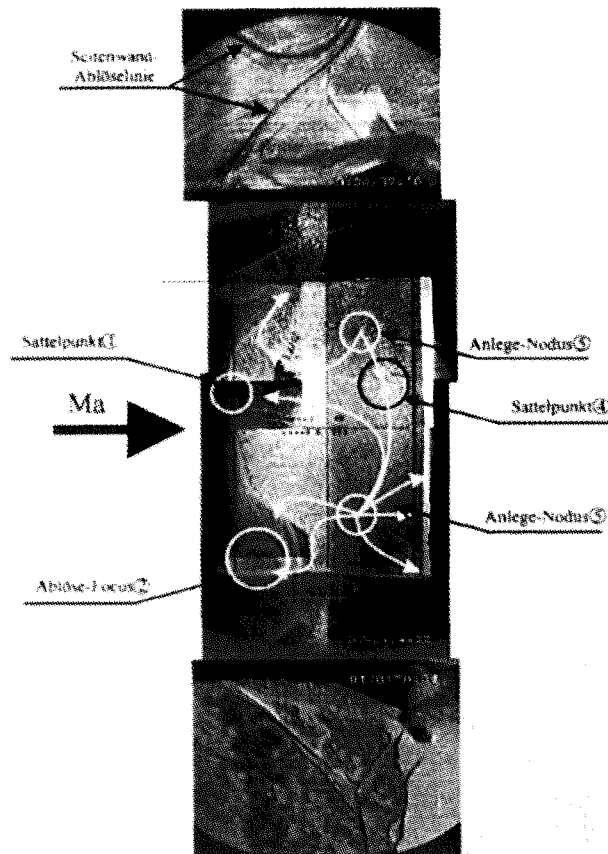


Abb.1: $Ma = 1.9$, $Re = 27 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$

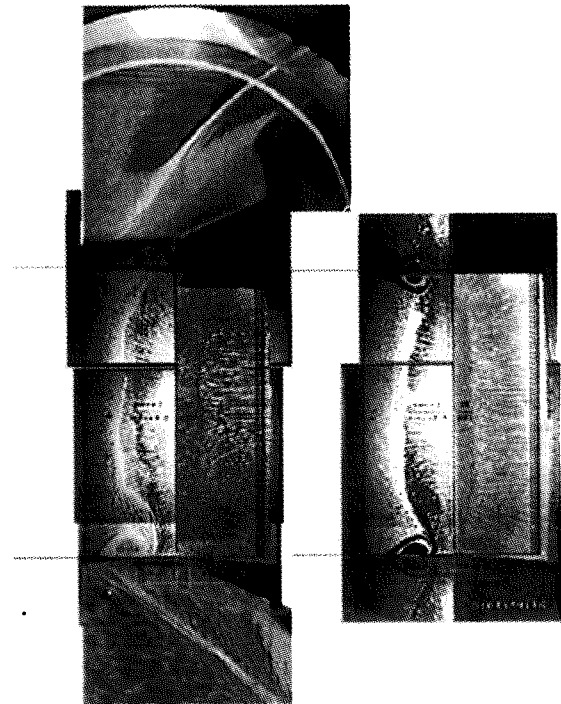


Abb. 2: Links: $Ma = 2.1$, $Re = 25 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$
Rechts: $Ma = 2.5$, $Re = 29 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$

Literatur

- [1] Reisinger, D.: Experimentelle Untersuchungen zur stoßinduzierten Ablösung an zweidimensionalen Rampen im Überschall, Dissertation, Universität der Bundeswehr München, Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, 1997
- [2] Müller, J.: Experimentelle Grundlagenuntersuchungen von supersonischen Rezirkulationsphänomenen an einer Rampenkonfiguration, Dissertation, Universität der Bundeswehr München, Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, 1998

Weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen sollen durch LDA-Messungen, schlierenoptische Aufnahmen und dynamische Druckmessungen ergänzt werden.

Datum

8.04.99

AG STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Prof. S. Wagner, Dr. H. Knauss, Dipl.-Ing. U. Gaisbauer,
Dipl.-Ing. J. Weiss

Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/6853401

Telefax: 0711/6853438

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

Weitere Partner:

Thema:

Experimentelle Untersuchungen an Verdichtungsflächen und Kompressionsrampen von integrierten Triebwerkseinläufen an Hyperschallflugkörpern.

Ausgangssituation:

Bei einem luftatmenden Hyperschallfluggerät dient der Vorkörper, also der Bereich zwischen Flugkörperspitze und den externen Verdichtungsrampen vor den im Rumpf integrierten Triebwerkseinläufen, sowohl zur Auftriebserzeugung als auch zur Vorkompression der Triebwerkszuströmung. Die Lage des Transitionsbereichs laminar/turbulent auf dem Vorkörper beeinflusst die Grenzschichtdicke der Strömung vor und auf den Verdichtungsrampen und damit die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung (SGsWw) in der Umgebung der Rampenknicke. Die beiden maßgebenden Phänomene, die die Effizienz der externen Vorverdichtung vor dem Einlauf bestimmen, sind die Entwicklung der Vorkörpergrenzschicht mit ihrer Transitionslage und die SGsWw an der Rampe selbst.

Ziel:

Allgemeines und langfristig gesehenes Ziel ist die Strömungsuntersuchung an generischen Vorkörpern in Verbindung mit integrierten Verdichtungsflächen zur Außenverdichtung vor Triebwerkseinläufen. Dabei sollen, für ebene Doppelrampen mit minimalem Stirnquerschnitt (Druckwiderstand) bei vorgegebener Umlenkung (Verdichtungsverhältnis) für den Fall, daß ein Teil oder die ganze Vorkörper-Gs vom Einlauf erfaßt wird, Entwurfskriterien erstellt werden.

Lösungsweg:

Aus verschiedenen Gründen ist es notwendig, die beiden grundlegenden Strömungsphänomene am Vorkörper und an der Rampe außer an der Gesamtkonfigurationen (Vorkörper mit Rampe) zunächst auch noch getrennt und grundlagenorientiert im Windkanal zu simulieren und zu studieren.

a) Vorkörperumströmung

Die Problematik und Unsicherheit bei der Übertragung von Transitionsmessungen aus Modellversuchen in Überschall- und Hyperschall-Windkanälen auf die Originalausführung ist seit langer Zeit bekannt. Selbst bei Einhaltung der notwendigen Kenngrößen (Ma , Re) können die im Windkanal ermittelten Transitions-Reynolds-Zahlen (Re_{tr}) infolge von Störeinflüssen in der Meßkammerströmung im Vergleich zum Freiflugexperiment bis zu einer Größenordnung abweichen. Zur Bewertung der Störeinflüsse dienen Messungen von Re_{tr} an artverwandten, generischen Körpergeometrien (Kreiskegel mit und ohne Anstellung, elliptischer Kegel), für welche verlässliche Werte aus dem Quiet Tunnel oder aus Freiflugexperimenten vorliegen. Die Umströmung dieser zunächst spitzer Körper weisen Grundströmungseigenschaften und wohl auch Instabilitätsmoden auf, die denen eines schlanken generischen Vorkörpers sehr nahe kommen. Insbesondere soll das Rezeptivitätsverhalten einzelner Instabilitätsmoden infolge der vorliegenden Kanalstörungen über die gemessene Re_{tr} -Werte abgeschätzt werden. Da die Meßreihe an diesen Grundkörpern gleichzeitig zum Vergleich bei numerischen Simulationen (DNS) dienen soll, ist es notwendig, auch die Art der Störungen in der Meßkammer (Sound Waves, Vorticity, Entropy Spottiness) auf ihre Größe und spektrale Verteilung zu erfassen. Mit diesen Prinzipexperimenten zur Bestimmung der Transitionslage an generischen Körpern unter genau definierten Anströmbedingungen wird das Ziel verfolgt, die Übertragbarkeit von Messungen an komplexeren Vorkörpergeometrien auf Freiflugbedingungen zu verbessern.

b) Stoßgrenzschichtwechselwirkung auf den Rampen

Die SGsWw wird zunächst an zweidimensional überströmten Doppelrampen kurzer Lauflänge, die auf einer ebenen Platte mit scharfer Vorderkante verschiebbar aufgesetzt sind, untersucht. Durch Variation der Ram-

penposition, relativ zur Plattenvorderkante, und der Anström-Re-Zahl kann der Grenzschichtzustand (laminar, transitionell, turbulent) mit der GS-Dicke verändert werden. Die Rampengeometrie (Winkel und Länge des Einzelsegments) ist durch Modulbauweise ebenso variabel. Gemessen werden der Anströmzustand, die Druckverteilung auf den Rampensegmenten sowie Strömungsgrößen hinter dem 2. Rampenstoß zur Ermittlung der Drosselung und der Massenstromdichte.

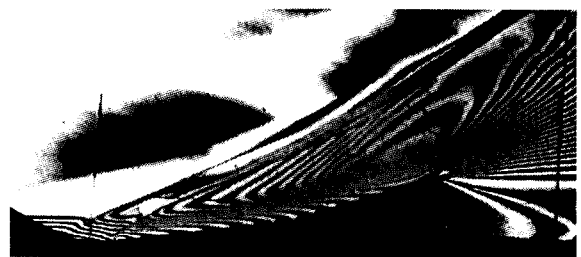
Ergebnis:

Zu a) Pilotuntersuchungen an einem Vorkörper-Rampenmodell (ellipt. Kegel), Länge 600 mm, ergaben bei einer Anström-Machzahl von 2,5 bei getriggelter Vorkörpergrenzschicht und bei Variation der Anström-Re-Zahl von 5 - 50 Mio/m Veränderungen der bezogenen Druckverteilung. Sie zeigen damit, daß die Stromaufwechselwirkung unter dem vorliegend möglichen Simulationsbereich meßtechnisch erfaßbar ist.

Zu b) Zur SGsWw wurde bisher bei rein turbulenter Anströmungsgrenzschicht die zweidimensional überströmte Doppelrampe kurzer Lauflänge untersucht. Dabei ergab sich, daß die Wechselwirkungen an beiden Rampen gekoppelt sind. Gegenüber der reibungsfreien Theorie sind die Stoßlagen stromauf verschoben und die zugeordneten Wanddrücke geringer. Die Stoßfronten sind instationär und oszillieren um eine stromauf zum Rampenknick verschobene Mittellage. Die gesamten Vorgänge sind lauffängenabhängig, ein maßgebender Parameter ist das Verhältnis der Rampenlänge zur ankommenden Grenzschichtdicke.



Abb 1.: Sollzustand mit zwei Verdichtungsstößen infolge SGsWw



Strömungszustand mit abgelöstem zweitem Stoß

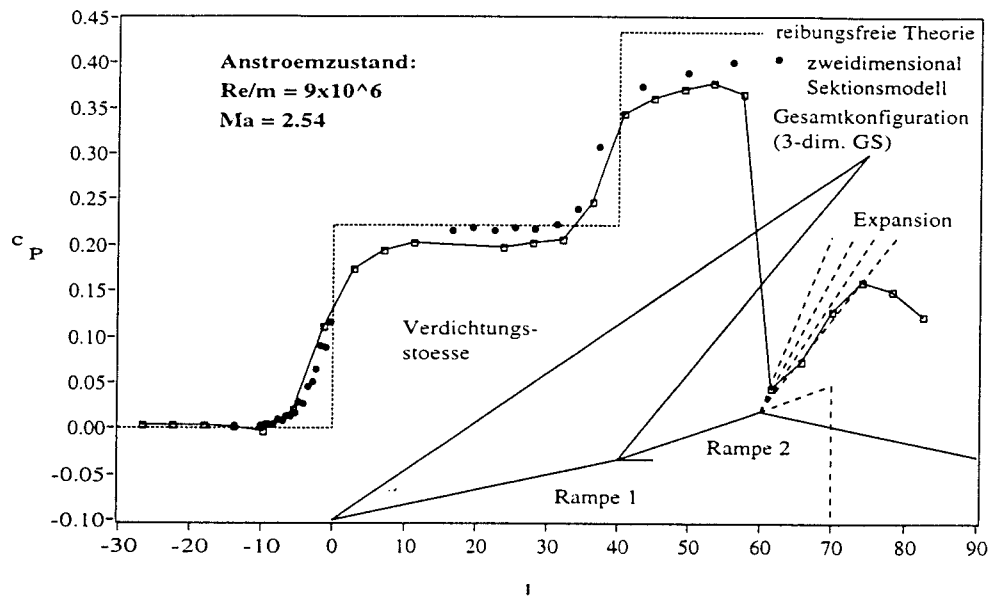


Abb 2.: Verdeutlichung der Stromaufwirkung durch Druckverteilung im Bereich der Rampenknickes

Literatur:

F. Schlaich. „Experimentelle Untersuchungen zur Wechselwirkung zwischen Stoß und turbulenter Grenzschicht an einer Doppelrampe im Überschall“. Diss. Uni Stgt. IAG 1996.
U. Gaisbauer, H. Knauss, R. Riedel, S. Wagner: Arbeits- und Ergebnisbericht an die DFG zum TPC5 im SFB 259, Herbst 1998.

Weiteres Vorgehen:

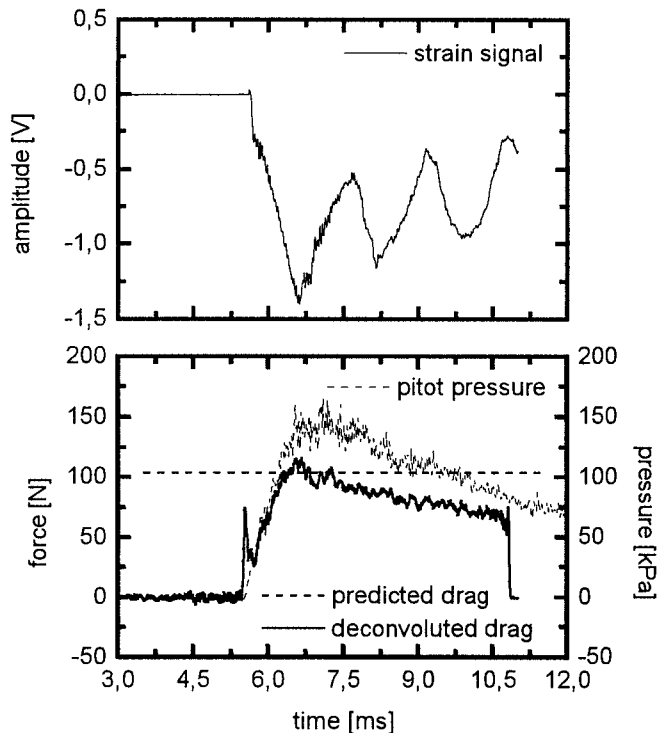
Die Experimente wurden bis jetzt für die Gesamtkonfiguration bei $Ma = 2,5$, für die Sektionsmodelle der Rampen bei $Ma = 2,0$, $2,5$ und $3,0$ durchgeführt. Weitere Untersuchungen einschl. von Lärmpegelmessungen sollen im Großen Stoßwindkanal des IAG bei den diskreten Machzahlen $1,75$, $2,5$, $3,6$ und $4,5$ mit gleichzeitiger Re-Variation erfolgen.

Mitteilung

- Projektgruppe/
Fachkreis:** Hyperschall
- Ansprechpartner:** Dr. M.K.H. Weiland
- Institution:** DLR SM-SK ATD
- Adresse:** Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
- Telefon:** 0551/709-2476
Telefax: 0551/709-2870
e-mail: Matthias.Weiland@dlr.de
- weitere Partner:** University of Queensland, Australia (UQ)
- Thema:** Kräfte-Messungen im Hyperschall bei sehr kurzen Meßzeiten (kleiner 1 Millisekunde).
- Ausgangssituation:** Die Bestimmung von Kräften ist die wichtigste Aufgabe der Aerodynamik. Herkömmliche Kraft-Waagen arbeiten dabei nach dem Prinzip des Kräftegleichgewichts. Bei kürzer werdenden Meßzeiten (kleiner als 1 Sekunde) müssen immer stärker die Verteilung der Masse, die Steifigkeit und die Beschleunigung des Systems Modell/Waage berücksichtigt werden. Entsprechende Korrekturen und eine sorgfältige Auslegung des Systems lassen Meßzeiten bis zu 10 Millisekunden zu. Bei noch kürzeren Meßzeiten, wie sie in Impulsanlagen wie dem Hochenthalpiekanal in Göttingen (HEG) der DLR zur Verfügung stehen, können diese Waagen das dynamische Verhalten des Systems nicht mehr erfassen. Hier müssen die auf das System wirkenden Kräfte durch Interpretation der das System durchlaufenden Spannungswellen (mechanische Wellen) ermittelt werden. Dieses Konzept wurde an der UQ entwickelt und 1991 erstmals vorgestellt [1].
Zur Zeit steht dem HEG keine geeignete Meßtechnik zur Bestimmung von Kräften bei sehr kurzen Meßzeiten (ca. 1ms) zur Verfügung.
- Ziel:** Es soll eine Kräfte-Waage am HEG entwickelt und implementiert werden, mit der die verschiedenen Komponenten der Kräfte innerhalb der kurzen Meßzeit bestimmt werden können. Dies bedeutet eine Weiterqualifikation des HEG und liefert einen wesentlichen Beitrag zu Messungen in Hochenthalpieströmungen. Damit werden die Analysefähigkeiten der in Europa vorhandenen Anlagen (z.B. ONERA F4) ergänzt.
- Lösungsweg:** In Kooperation mit der University of Queensland, Australia, wird eine entsprechende Mehrkomponenten-Waage für den HEG entwickelt und aufgebaut.
- Ergebnis:** In Kooperation mit der UQ wurden im Mai 1998 erste 1D-Kräftemessungen am HEG im Rahmen einer Konzeptstudie durchgeführt. Dabei wurde die von der UQ speziell für kurze Zeiten entwickelte Meßtechnik der Spannungswellen-Waage eingesetzt. Bestimmt wurde die axiale Kraft auf einen Konus, die aus der Literatur gut bekannt ist [2], [3]. Das System Modell/Waage wurde sowohl im HEG als auch in der Versuchsanlage T4

der UQ untersucht. Die Ergebnisse zeigten, daß diese Meßtechnik auch am HEG erfolgreich eingesetzt werden kann [4].

Bilder:



- Signal des Spannungssensors: Variation der Amplitude durch Reflektionen innerhalb des Systems Modell/Waage.
- Amplitude entspricht der momentanen Kompression (mech. Spannung) am Ort des Sensors
- Aus dem Signal berechneter Kraftverlauf folgt dem Pitot-Druck
- gemessene Kraft ist etwas kleiner als berechnet (Meßzeitfenster bei 6,8ms)

Literatur:

- [1] Sanderson S.R., Simmons J.M. (1991) Drag Balance for Hypervelocity Impulse Facilities. *AIAA J.* **29**(12), pp. 2185-2191.
- [2] Taylor G.I., Maccoll J.W. (1932) The air pressure on a cone moving at high speed. *Proc.Roy.Soc.(London) Ser. A*, **139**, pp. 278-297.
- [3] Porter L.M, Paull A., Mee D.J., Simmons J.M. (1994) Shock Tunnel Measurements of Hypervelocity Blunted Cone Drag. *AIAA J.* **32**(12), pp. 2476-2477.
- [4] Weiland M.K.H., Mee D.J., Paull A., Beck W.H. (1998) Comparison of Force Measurements in the HEG and T4 Shock Tunnels. In *3rd Europ. Symp. Aerotherm. Space Vehicles*, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.

weiteres Vorgehen: Nach dem erfolgreichen Test der 1-Komponenten-Waage wird eine Mehrkomponenten-Waage für den HEG entwickelt und implementiert.

Datum: 17.02.1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: DLR-Prinzipforschungen / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Feng Bao, Dr. Uwe Dallmann

Institution: Institut für Strömungsmechanik, Göttingen
Abteilung Transition und Turbulenz

Adresse: DLR - TRT
Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) - 709 2289
Telefax: (0551) - 709 2829
e-mail: feng.bao@dlr.de
uwe.dallmann@dlr.de

Weitere Partner: Dr. Claus Wagner

Thema: Experimentelle Simulation zur Physikalischen Modellbildung abgelöster laminar-turbulenter Strömung (Ablöseblase)

Ausgangssituation:

Auf der Saugseite eines Tragflügels wird oft eine laminar Ablöseblase aufkommen, auch wenn die Anstellwinkeln noch mäßig sind. In den meisten Fällen wird diese abgelöste Strömung durch Transition des Wirbelsystems im turbulenten Zustand wieder anlegen. Das Vorhersagen dieses Strömungsfelds mit den bisherigen numerischen Turbulenzmodellen versagten alle, weil die verwendete physikalische Beschreibung der abgelöste Strömung wohl nicht sachlich richtig ist. Es fehlen noch die erforderliche Informationen über die Sachverhalten dieser abgelöste Strömung. Um eine richtige physikalische Interpretation zu erörtern, um ein Datenbasis der Ablöseblase auszuliefern, die dem in der DLR laufenden numerischen Simulationsprogramm (DNS und LES) direkt entgegen soll, benötigt es eingehende Untersuchungen dieser Strömungsphänomene der laminar Ablösung mit Umschlagen und turbulenter Wiederanlegung. Das entspricht die Interesse von der Akademie und Industrie.

Ziele:

Ziel dieser Untersuchungen ist es, kohärenter Strukturen in der laminar-turbulenten abgelösten Strömungen zu identifizieren. Es werden die detaillierte Sachverhalten der Ablöseblase unter die Lupe nehmen, um ein physikalisches laminar-turbulent Ablösungsmodell zu bilden. Die Daten werden als Validierungsbasis zuordnen, um verbesserte numerische Simulationen zu fördern.

Lösungsweg:

Die Strukturen der abgelösten Strömungen hängen zwar von der konkrete Konfigurationen ab, die Hauptszenarios sind aber die Gleiche, wenn die Ablösungen von der Glattoberfläche durch Druck dominiert sind. Mit der generischen DLR-Stufe Konfiguration wurde eine vergrößerte Ablöseblase errichtet, somit wurden das komplexe Wirbelsystem innerhalb des abgelösten Bereiches sichtbar gemacht und ihre Evolution zeitlich wie auch räumlich verfolgt. Es werden zunächst die abgelöste Scherschichten mit Sichtbarmachung untersucht, demnach werden Daten von Geschwindigkeitsfeld mit DPIV Technik erfaßt und analysiert. Ergebnisse werden im direkten Vergleich mit numerische Simulation zugeordnet.

Ergebnis:

Es ist bereits Strömungssichtbarmachung ausgeführt worden, die das Wirbelsystem innerhalb der abgelösten Strömungen durchgreifend veranschaulichen. Nebenbei worden die erste quantitative Messung (DPIV) im Wasserschleppkanal durchgeführt, das abgelöste Strömungsfeld der laminaren Wirbelstrukturen in der abgelöste Bereich quantitativ beschreiben. Es wurde laminare Ablösungsszenarios untersucht, die zum Interpretieren des komplizierten Evolution des Wirbelsystems innerhalb der Ablöseblase dienen.



Abb.1: Die Abbildung gibt eine Strömungssichtbarmachung des abgelösten Wirbelsystems wieder. Den Ablauf der Wirbelstrukturen bis zur dessen Umschlag wurde mittels Wasserstoffbläschen durchgreifend veranschaulicht

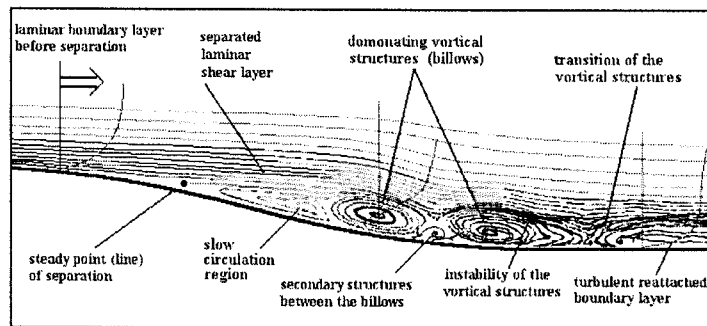


Abb.2: Diese Abbildung zeigt eine Darstellung des Wirbelsystems einer Ablöseblase, die nach quantitativer DPIV Messungen und Sichtbarmachung zusammengefaßt ist. Diese Phänomen kann bei der laminar Ablösung mit moderate Reynoldszahl oft auftreten. Statt eine einzige Ablöseblase befinden sich im abgelöste Bereich mehrere Wirbeln, die Bewegungsrhythmus nicht gleichmäßig sind

Weiterhin wurden Modelle für die nächste Sichtbarmachung und PIV Messungen konzipiert und konstruiert, die Verhältnisse des Maßstab der Grenzschicht zu der Stufenhöhe ordentlich wird.

Literatur:

„Some Physical Aspects of Separation Bubble on a Rounded Backward-facing Step“

Feng Bao, Uwe Ch. Dallmann (Veröffentlichung)

„Interaction of vortical structures inside the laminar separation bubble over a solid smooth surface“

Feng Bao, Uwe Ch. Dallmann (in Vorbereitung zur Veröffentlichung)

Weiteres Vorgehen:

Es sollen detaillierte Sichtbarmachung und PIV Messungen durchgeführt werden, um u.a. die Umschlagszenarios zu untersuchen. Es benötigt noch nähere Interpretation unterschiedlicher Moden der Wechselwirkungen der abgelösten Wirbelströmungen.

Die Erkenntnisse der Ablöseblase, die aus der Prinzipforschung der Stufen gewinnen, sollen auf normale Tragflügel überliefern. Ein Vergleichsexperiment zur Sichtbarmachung oder noch PIV Messungen des Geschwindigkeitsfelds mit einem Tragflügel wird es schon überzeugend reichen.

Datum: 26. Februar 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: H. Bippes

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2405
Telefax: 0551 709 2807
e-mail: hans.bippes@dlr.de

Weitere Partner: Daimler-Chrysler Aerospace AG, Bremen.
Inst. für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart

Thema: Experimentelle Untersuchung des Rezeptivitätsproblems dreidimensionaler Grenzschichten

Ausgangssituation:

Mit den modernen nichtlokalen Stabilitätsberechnungsverfahren (PSE) und der direkten numerischen Simulation (DNS) stehen Werkzeuge zur Verfügung, die die Berechnung des Anwachsens der Instabilitäten bis in den Sättigungszustand ermöglichen, vorausgesetzt, die Anfangsbedingungen sind bekannt. Deren Bestimmung aus den äußeren Störungen ist weitgehend ungelöst.

Ziel:

Zur Verbesserung der Transitionsvoraussage soll beim e^N - Kriterium der Umfang notwendiger empirischen Eingaben durch eine Verbreiterung der theoretischen Basis verringert werden, in dem die lokale lineare Theorie durch nichtlokale nichtlineare Stabilitätsberechnungsverfahren ersetzt wird. Dies setzt die Kenntnis der Anfangsbedingungen voraus. Anfangsbedingungen ergeben sich aus dem Störgehalt der Umgebung und den Einkopplungsprozessen in die Grenzschicht. Die Experimente sollen die Daten für die Modellbildung bzw. deren Überprüfung liefern.

Lösungsweg

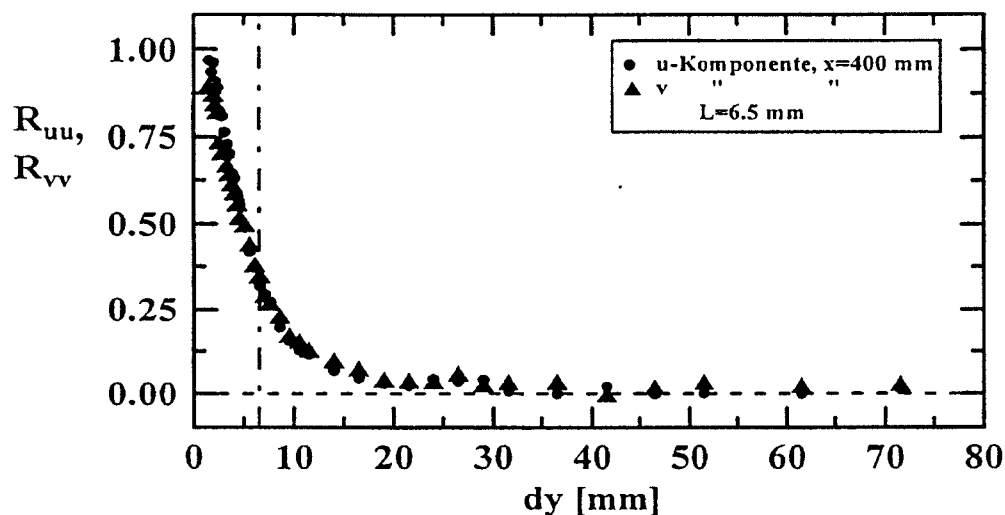
Die Bestimmung der Anfangswerte für nichtlokale Stabilitätsrechnungen verlangt nicht nur eine genaue Kenntnis des Gehaltes an äußeren Störungen, der für die Transition relevant ist sondern auch die Modelle für die Einkopplungsprozesse, auf Grund derer sich aus den äußeren Störungen Instabilitäten bestimmter Anfangsgröße ergeben. Die allgemeine theoretische Lösung dieses Problems ist sehr schwierig und setzt eine detaillierte Kenntnis der Charakteristiken äußerer Störungen voraus, die meßtechnisch nur sehr schwer zu bestimmen sind. Der gegenwärtig gangbare Weg beschränkt sich auf vereinfachte Modelle die von idealisierten Störungen ausgehen. Entsprechend ist die experimentelle Vorgehensweise auszurichten. Zunächst werden die äußeren Störungen in Windkanälen auf ihren Einfluß auf die Transition dreidimensionaler Grenzschichten untersucht. Bei den stationären Störungen, sind dies Ungleichförmigkeiten in der mittleren Geschwindigkeit und Oberflächenrauigkeiten. Bei den instationären Störungen ist zu unterscheiden zwischen kurzwelligen Wirbelstärkeschwankungen und langwelligen akustischen Störungen, die beide verschiedenen Rezeptivitätsmechanismen unterliegen. Insbesondere die Rezeptivitätsmodelle für die Wirbelstärkeschwankungen verlangen sehr weitgehende Details ihrer Charakteristiken, die meßtechnisch nur sehr schwer zugänglich sind. Um der Lösung dieses Problems näher zukommen werden idealisierte Störformen, aus denen sich die Gesamtheit der Wirbelstärkeschwankungen zusammensetzt, für sich untersucht. Sie werden auf künstliche Weise und in meßbarer Größe in die Anströmung eingeführt, um dann deren Einkoppeln in die Grenzschicht und die daraus resultierenden Instabilitäten darzustellen. Die Ergebnisse werden zur Modellierung dieses Prozesses in PSE Verfahren verwendet. Zur Berücksichtigung der gesamten Störbewegung werden die Prozesse für die einzelnen Störformen überlagert.

AG STAB

Ergebnis

Nachdem der Einfluß äußerer Störungen auf die Transition dreidimensionaler Grenzschichten dargestellt worden war, wurde mit der Identifikation und Analyse des natürlichen Störgehaltes in den Windkanälen, in denen Transitionsexperimente durchgeführt wurden (1M-Kanal Göttingen, NWG und DNW/NWB), begonnen. Im Falle des 1M-Kanals in Göttingen, wurde außerdem der Turbulenzgrad durch Einbringen eines weiteren Siebes variiert. Neben der Intensität der räumlichen Geschwindigkeitsschwankungen wurden aus Korrelationsmessungen deren Längenmaße an verschiedenen Positionen in der Meßstrecke bestimmt (s. Bild). Der spektrale Gehalt der Druckschwankungen ergab sich aus Mikrofonmessungen.

Zur Bestimmung der Anregung stationärer Störungen wurde außerdem die Wirkung von Ungleichförmigkeiten in der mittleren Strömung und Oberflächenrauigkeiten untersucht. Dabei ergab sich, daß erstere nur sehr geringen Einfluß haben während die Rezeptivität gegen letztere sehr direkt ist. Insbesondere in der Nähe der Vorderkante von Tragflügeln werden sehr hohe Rezeptivitätskoeffizienten erreicht.



Räumliche Korrelation der axialen (u) und transversalen (v) Geschwindigkeitskomponenten, gemessen im 1M-Kanal der DLR Göttingen bei vergrößerter Außenturbulenz ($Tu=0.28\%$). x = Abstand von der Düse, L = Bereich der Längenmaße in den Wirbelstärkeschwankungen.

Literatur

Bippes, H. & Deyhle, H. 1992 Das Receptivity-Problem in Grenzschichten mit längswirbelartigen Störungen. *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.* **16**, S. 34-41.

Bippes, H. & Lerche, T. 1997 Environmental conditions and transition prediction in three-dimensional boundary layers. *AIAA Paper* No. 97-1906

weiteres Vorgehen

Zur Aufstellung von Rezeptivitätsmodellen müssen gezielte Experimente durchgeführt werden, in denen das Einkoppeln isolierter Störungen in dreidimensionale Grenzschichten untersucht wird. Dabei sollen diese Störungen wesentliche Charakteristika der Störformen enthalten, aus denen sich die gesamte Störbewegung zusammensetzt. Das Besondere Interesse gilt zunächst den sog. Klebanoff-Moden. Sie werden im Experiment durch miniaturisierte oszillierende Tragflügel erzeugt. Ihre Größe und Form in der freien Strömung sowie ihr Eindringen in die Grenzschicht wird durch instationäre Hitzdrahtmessungen bei Verwendung von X-Draht-Sonden erfaßt. Die Ergebnisse werden zur Modellbildung und Validierung herangezogen.

Datum: 5. 3. 99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner H. Bippes

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2405

Telefax: 0551 709 2807

e-mail: hans.bippes@dlr.de

weitere Partner Daimler-Chrysler Aerospace AG, Bremen
Inst. für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart

Thema Qualitative und quantitative Untersuchung der Bedingungen für das Einsetzen der hochfrequenten sekundären Instabilität sowie deren Erscheinungsformen und Anfachung mit und ohne künstliche Anregung.

Ausgangssituation

Nichtlineare PSE und DNS Verfahren ermöglichen die qualitative Beschreibung des Anwachsens der Instabilitäten bis zum Erreichen eines Sättigungszustandes in Abhängigkeit der Anfangsbedingungen. Die quantitative Überprüfung der Verfahren steht aus. Unklarheit besteht über die Mechanismen, die zum endgültigen Zusammenbruch der laminaren Strömung führen.

Ziel

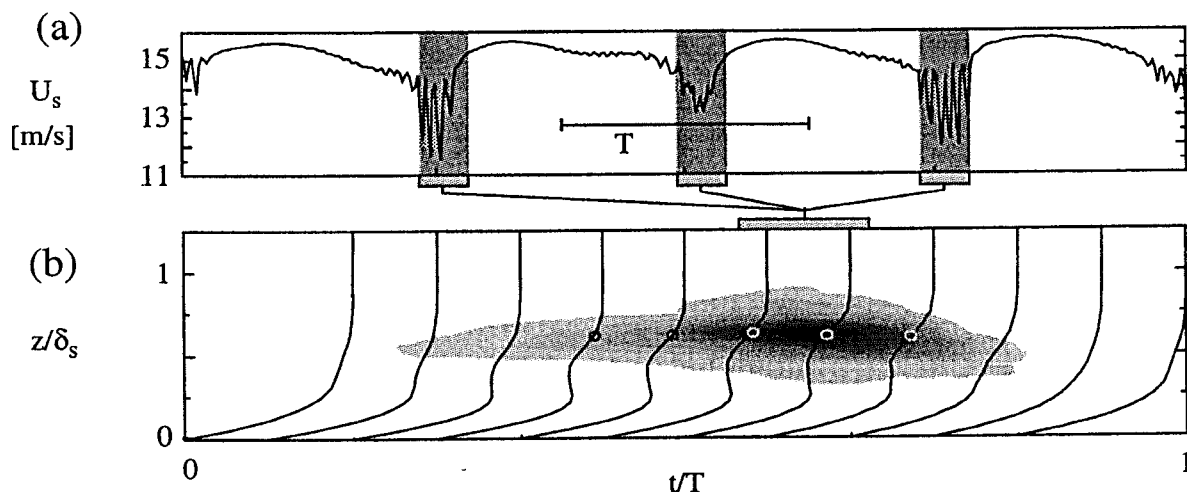
Als wesentlicher Schritt zu einer Verbesserung der Transitionsvoraussage wird die Verwendung nichtlinearer PSE und DNS Verfahren gesehen. Um noch bestehende Unsicherheiten zu beheben müssen sie quantitativ überprüft werden. Bisher ist es prinzipiell möglich, das Anwachsen der Störungen bis zu deren Sättigung zu berechnen. Um darüber hinaus auch die Mechanismen zu erfassen, die den endgültigen Zusammenbruch der laminaren Strömung herbeiführen, müssen sie verbessert bzw. erweitert werden. Dazu bedarf es weiterer kontrollierter Experimente.

Lösungsweg

Experimente zur quantitativen Überprüfung von Stabilitätsberechnungsverfahren müssen von bekannten Anfangsbedingungen ausgehen. Sie erfordern die Anregung deterministischer Störungen, so daß deren individuelle Entwicklung stromab mit der daraus resultierende Generierung von Störungen höherer Ordnung verfolgt werden kann. Dazu wird jeweils ein Störerzeuger für stationäre und schräglauende Wellen eingesetzt. Dies ermöglicht phasenstarre Messungen und damit die Rekonstruktion des momentanen Strömungsfeldes. Die genauen Amplituden lassen sich mittels der Beziehung $G'_{uu} = Y_{xy}^2 \cdot G_{uu}$ bestimmen, wobei G_{uu} die spektrale Leistungsdichte der Geschwindigkeitskomponente in Hauptströmungsrichtung und Y_{xy}^2 die Kohärenzfunktion für Anrege- und Geschwindigkeitssignal bedeuten. Die nichtlinear generierten Störanteile ergeben sich aus der komplexen Fourieranalyse. Das reproduzierbare instationäre Strömungsfeld bietet die besten Voraussetzungen für die Untersuchung möglicher sekundärer Mechanismen, die den endgültigen Zusammenbruch der laminaren Strömung in Abhängigkeit von den Anfangsbedingungen einleiten. Nach der Identifikation der sekundären Störformen und der Bedingungen für deren erstmaliges Auftreten lassen sich auch sekundäre Instabilitätsmoden geeignet anregen, und damit detaillierte Untersuchungen des Zusammenbrechens der laminaren Strömung durchführen. Letzteres soll die Kenntnisse liefern, die sich eignen, sekundäre Theorien oder nichtlineare Stabilitätsberechnungsverfahren zu modellieren, und die Lücke zwischen Sättigungszustand und dem Einsetzen der turbulenten Strömung schließen. Damit würde sich die notwendige empirische Eingabe in den Transitionskriterien auf die Formulierung der Anfangsbedingungen auf den Gehalt an äußeren Störungen reduzieren.

Ergebnis

Die künstliche Anregung der Störungen ermöglichte es erstmals die Übereinstimmung zwischen Experiment und linearer Theorie zu zeigen, nachdem frühere Experimente unter natürlichen Bedingungen ein geringeres Wachstum aufwiesen. Durch Variation der Wahl der Anfangsamplituden der angeregten Störmoden ließen sich die nichtlinearen Entwicklungen, die aus Experimenten bei natürlicher, d. h., stochastischer Anregung beobachtet wurden, darstellen und mit den Anfangsbedingungen in den Zusammenhang bringen. Gleichzeitig war es möglich, Ergebnisse aus DNS und PSE Rechnungen qualitativ zu überprüfen. Die quantitative Überprüfung konnte in Ermangelung von Rechnungen mit den experimentellen Anfangsbedingungen mit Ausnahme einer PSE Rechnung für den Sonderfall der nur stationär gestörten Strömung, noch nicht durchgeführt werden. Die benötigten Rechnungen sind in Vorbereitung, die experimentellen Daten liegen vor. Mit Hilfe der phasenstarken Messungen konnte die unter natürlicher Anregung unmittelbar vor dem Zusammenbruch der laminaren Strömung gefundene hochfrequente Störung als sekundäre Instabilität erklärt werden. Sie erwies als Wendepunktsinstabilität der nichtlinear deformierten momentanen Geschwindigkeitsprofile und ist korreliert sowohl mit der stationären als auch der instationären primären Instabilität.



Charakteristika des Strömungszustandes bei Beginn des Zusammenbruchs der laminaren Strömung in der 3-dim. Grenzschicht. a) Geschwindigkeitsschwankungen in der Grenzschicht hervorgerufen durch primäre (niederfrequente) und sekundäre (hochfrequente) laufende Wellen; b) momentane Geschwindigkeitsprofile während einer Periode T einer primären laufenden Welle.

Literatur

- Lerche, T. 1997 Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht. Dissertation/Universität Hannover, VDI-Fortschritt-Bericht Nr. 310, Reihe 7: Strömungsmechanik.
- Bippes, H. & Lerche, T. 1997 Environmental conditions and transition prediction in three-dimensional boundary layers. *AIAA Paper* No. 97-1906

weiteres Vorgehen

Weitere Auswertungen des umfangreichen Datenmaterials im Sättigungsbereich der primären Störentwicklung sind mit der Wavelet-Transformation, die eine Unterscheidung zwischen turbulenten und hochfrequent gestörten Signalanteilen ermöglicht. Ferner sind Vergleiche der experimentellen Daten zu Bildern a) und b) mit PSE Rechnungen und Ergebnisse aus Bildern c) und d) mit Vorhersagen der nichtlinearen sekundären Stabilitätsanalyse (Koch, 1996) geplant. Zur genaueren Beschreibung der Bedingungen für das Auftreten sekundärer Instabilitätsformen und deren Charakteristika sind Experimente bei künstlicher Anregung vorgesehen.

Datum: 5. 3. 99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: H. Bippes

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2405
Telefax: 0551 709 2807
e-mail: hans.bippes@dlr.de

weitere Partner: Daimler-Chrysler Aerospace AG
Bremen

Thema: Transition dreidimensionaler Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen

Ausgangssituation:

Moderne Stabilitätsberechnungsverfahren (PSE) erfassen den Einfluß der Oberflächenkrümmung ausreichend genau, solange $\delta/R < O(Re)$. In der Tragflügelströmung moderner Verkehrsflugzeuge wird die Strömung bereits in Vorderkantennähe, wo dieser Grenzbereich erreicht wird, instabil. Zur Beurteilung bzw. Verbesserung der Verfahren werden Experimente benötigt.

Ziel:

Das derzeit in der Entwurfsaerodynamik angewandte Transitionskriterium, das e^N -Kriterium, basiert auf der lokalen linearen Stabilitätstheorie. Der Einfluß der äußeren Bedingungen sowie auch alle Fehler bei der Berechnung des Störungswachstums werden durch einen empirischen Grenzwert für die berechnete integrale Anfachung der instabilsten Störungen, den e^N -Faktor, erfaßt. Dieser ist bei 3-dim. Grenzschichten großen Streuungen unterworfen. Als ein Schritt zur Verbesserung soll der Einfluß konvexer Oberflächenkrümmung genauer erfaßt werden.

Lösungsweg:

Auf Grund mathematischer Schwierigkeiten wurden Experimente als wirksamste Hilfe bei der Beurteilung und ev. Verbesserung der Stabilitätsberechnungsverfahren angesehen. Der Grund für das Fehlen solcher Experimente ist einerseits in der erst neuerdings aufkommenden Einbeziehung der Oberflächenkrümmung in die nichtlinearen Verfahren zu sehen und andererseits in den großen experimentellen Schwierigkeiten. Um die Stabilitätsentwicklung im Vorderkantenbereich zu untersuchen, bedarf es großer Reynoldszahlen, wie sie nur in großen Kanälen und bei hohen Geschwindigkeiten erreicht werden. Dies führt neben außerordentlichem experimentellen Aufwand zu kurzer Ausdehnung des instabilen Bereichs und zu dünnen Grenzschichten und macht die genaue quantitative Erfassung der Entwicklung der Störströmung äußerst schwierig. Große Einspannlängen von Modell und Halterung von Meßgebern an Verschiebemechanismen und daraus resultierende Schwingungsprobleme vergrößern das Problem zusätzlich. Als Ausweg aus dieser Zwangslage wurde der vorderkantennahe Bereich auf der Oberseite eines Tragflügels für die geplanten Untersuchungen vorgesehen. Als Modell wurde ein Flügel mit HQ 26 Profil gewählt. Dieses Profil besitzt ein Dickenverhältnis von 16% bei fast ebener Unterseite. Damit weist die Oberseite eine Krümmung auf, die einen ausreichenden Krümmungseffekt erwarten ließ. Zur Verbesserung der räumlichen Auflösung der Instabilitätsentwicklung wurde die Ausdehnung des gegen Querströmung instabilen Bereichs durch negative Anstellung des Flügels maximiert. Der hohe Schiebewinkel von 45° ermöglichte es, die Untersuchungen bereits im Bereich von 30 m/s durchzuführen. Das Seitenverhältnis von ca. 6,5 führte zu ausreichend angenäherten unendlich schiebenden Bedingungen. Zur Erfassung der instationären Störströmung wurde die Hitzdrahttechnik angewandt. Die Verwendung von V-Sonden ermöglichte die Bestimmung der wandparallelen Komponenten.

AG STAB

Ergebnis:

Wie an ebenen oder schwach gekrümmten Oberflächen entwickelten sich in der instabilen Grenzschicht stationäre Wirbel und laufende Wellen als primäre Störungen. Die Auswertung der stationären Störströmung ergab einen ausgedehnten Bereich exponentieller Anfachung. Das Amplitudenwachstums war im Bereich kleiner Störampplituden in guter Übereinstimmung mit den numerischen Berechnungen. Das Sättigungsniveau lag bei 10% der lokalen Geschwindigkeit am Grenzschichttrand.

Primär angefachte instationäre Instabilitäten hatten ihre maximale Amplitude zwischen dem Maximum der Querströmungskomponente und dem Wendepunkt im Querströmungsprofil. Außerhalb dieses Gebietes klangen Störungen hoher Frequenz schneller ab als tieffrequente. Die Bestimmung der räumliche Korrelation der primär angefachten Instabilitäten ermöglichte Aussagen über typische Längenskalen primär angefachter Wellen sowie über Richtung und Betrag des Vektors der Phasengeschwindigkeit der laufenden Wellen. Es bestätigte sich die Erwartung, wonach die Wellen sich im wesentlichen in Querströmungsrichtung ausbreiten. Bereits bei sehr kleinen Amplituden wurde eine Wechselwirkung zwischen stationären und instationären Querströmungsinstabilitäten festgestellt. Der Bereich nichtlinearer Entwicklung überwog den linearen Bereich.

Die Anfachung der instationären Störungen war abhängig von ihrer Frequenz. Sie hatte ein breites Maximum für Frequenzen zwischen 100 und 700 Hz. Das Sättigungsniveau war stark von der Interaktion mit stationären Störungen abhängig. Unter natürlichen Bedingungen der Transition und im Bereich maximaler Anfachung erreichten die Amplituden der instationären Störungen Werte von 0.3% und „Overall-RMS-Werte“ von ca. 10 - 20% der lokalen Außenströmung. Damit waren die Sättigungsamplituden der instationären Störungen an der konvex gekrümmten Oberseite größer als für stationäre Störungen im Gegensatz zu den Störungen an der ebenen Oberfläche bei den gleichen äußeren Bedingungen. Wegen der besonderen Rolle der stationären Störungen auf die Transition ist damit von konvexer Krümmung ein verzögernder Effekt zu erwarten.

Je nach Wahl der Anströmgeschwindigkeit erfolgte der Zusammenbruch der laminaren Grenzschichtströmung unter Dominanz der Querströmungsinstabilität oder im Bereich der Koexistenz von Querströmungs- und Tollmien-Schlichting-Instabilität. Es zeigten sich grundlegende Unterschiede in den durchlaufenen Szenarien. Bei Transition im Bereich reiner Querströmungsinstabilität wurde eine quasi kontinuierliche Aufweitung des Spektrums der Instabilitätswellen beobachtet, die schließlich in die Turbulenz führte. Im Falle der Transition im Bereich angefachter Tollmien-Schlichting-Wellen zeigten sich schmalbandige hochfrequente Störungen. Bezüglich Richtung und Betrag der Phasengeschwindigkeit dieser sekundären Instabilitätsformen sowie der Bedingungen ihrer Entstehung bestehen noch offene Fragen.

Literatur:

Pöthke, A. & H. Bippes 1998 Transition of a three-dimensional boundary layer over a curved surface with a streamwise non-constant pressure gradient. EUROMECH Colloquium 380, ERCOFTAC Special Interest Group 33 Conference, Göttingen, Sept. 14 - 17, 1998.

Weiteres Vorgehen:

Es wird ein aktiver Störerzeuger in das Modell eingebaut, mit dem Störungen gezielt in die Grenzschicht eingebracht und beobachtet werden können. Dies soll quantitative Vergleiche mit nichtlinearen PSE und DNS Rechnungen bzw. deren Validierung ermöglichen. Besondere Bedeutung ist der nichtlinearen Entwicklung in Abhängigkeit von den Anfangsbedingungen zugemessen. Ein weiterer Schwerpunkt liegt in der Beschreibung der Transitionszenarien bzw. der Klärung der Bedingungen ihres ersten Auftretens. Auch dies setzt phasenstarre Messungen voraus, die ebenfalls nur durch kontrolliert angeregte Störungen möglich werden.

Datum: 5. 3. 99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe Mathematisch und physikalische Grundlagen
Ansprechpartner Dr.-Ing. M. Buschmann
Institut Institut für Strömungsmechanik
Adresse Technische Universität Dresden
Tel.: (0351) 463 6649
Fax : (0351) 463 5246
Email : hanno@ism.mw.tu-dresden.de

weitere Partner

Thema Berechnung dreidimensionaler turbulenter Grenzschichten mittels integraler Impuls- und Energiesätze (DFG - Thema Bu 1082 / 1 - 1)

Ausgangssituation

Bisherige Integralverfahren für dreidimensionale turbulente Grenzschichten beschränken sich weitestgehend auf direkte Entrainmentmethoden. Das hier vorgestellte Verfahren beruht hingegen auf der Einführung von Dissipationsintegralen. Diese Terme sind insbesondere für die Modellierung von Nichtäquilibriumseffekten geeignet.

Ziel

Ziel der Arbeiten ist, die Grundlagen für direkte und inverse Dissipationsintegralverfahren für dreidimensionale turbulente Grenzschichten abzuleiten.

Lösungsweg

Durch Integration der Bilanzgleichungen des Impulses für dreidimensionale Grenzschichten wird ein Satz von unendlich vielen Paaren von Integralgleichungen gewonnen [1]. Zum Aufbau eines direkten Dissipationsintegralverfahrens werden geeignete Integralgleichungen ausgewählt. Die Lösung des Gleichungssystems wird unter Zuhilfenahme eines Satzes von Geschwindigkeitsprofilen für Haupt- und Querstromrichtung gewonnen.

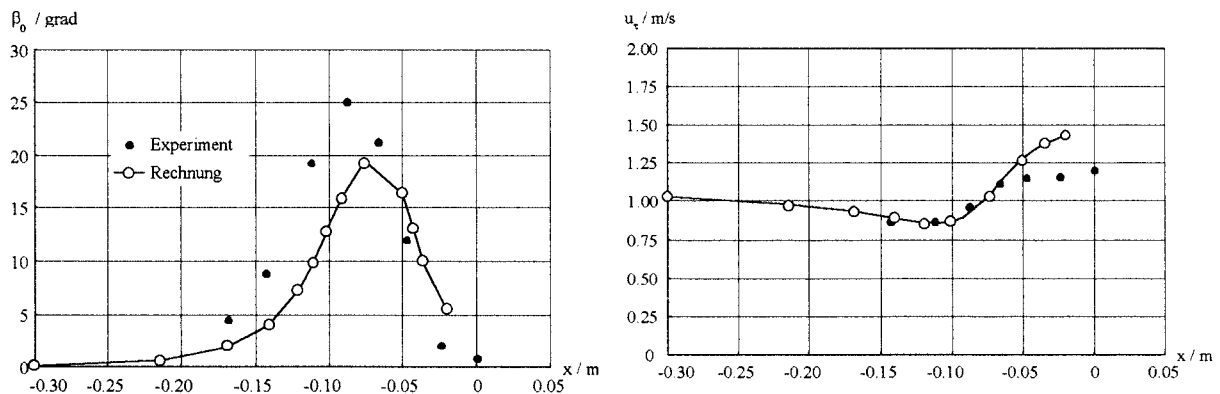
Die konkret verwendeten Integralgleichungen werden entsprechend der Anzahl der Variablen des Profilsatzes - im folgenden auch Basisvariablen genannt - gewählt (siehe Tabelle). Eine zusätzliche Gleichung - die sogenannte Wandreibungsgleichung - wird durch Schreiben des Profils in Hauptstromrichtung am Grenzschichtrand und anschließende Differentiation gefunden.

Die integralen Dicken, die Wandschubspannungsbeiwerte und die Dissipationsintegrale, welche sich in den Integralgleichungen finden, sind über mathematische Funktionen mit den Basisvariablen verknüpft. Beispielhaft ist für ein Verfahren, welches das Coles / Lewkowicz - Profil für die Hauptstromrichtung und den Magerschen Ansatz für die Querstromrichtung (CM-Algorithmus) nutzt, das gesamte System partieller Differentialgleichungen unter (1) aufgeschrieben.

$$\begin{pmatrix} A_{12} & A_{12} & 0 & A_{14} & A_{15} & A_{16} & A_{17} & A_{18} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} & A_{25} & A_{26} & A_{27} & A_{28} \\ A_{31} & A_{32} & 0 & A_{34} & A_{35} & A_{36} & A_{37} & A_{38} \\ A_{41} & A_{42} & 0 & A_{44} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \partial\pi/\partial s \\ \partial S/\partial s \\ \partial B/\partial s \\ \partial\delta_c/\partial s \\ \partial\pi/\partial n \\ \partial S/\partial n \\ \partial B/\partial n \\ \partial\delta_c/\partial n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \end{pmatrix} \quad (1)$$

Ergebnisse

Es wurden zwei experimentell untersuchte Testfälle (S. M. Simpson et al., 1995; K.-O. Felsch et al., 1983) mit den Algorithmen nachgerechnet. Beide Grenzschichten sind vollturbulent und entwickeln ihre Dreidimensionalität stromauf eines Störkörpers (senkrechter Zylinder bzw. Tragflügel). Die Berechnungen zeigen, daß der CM-Algorithmus der beste ist. Die explizite Bestimmung der Basisvariablen gestattet die Berechnung der Grenzschichtprofile. Als zusätzliche Resultate werden die wandnormalen Verteilungen der Winkel, welche die Geschwindigkeitskomponenten selbst sowie deren Gradienten aufspannen, bestimmt.



Testrechnungen für Testfall nach S. M. Ölçmen et al. (1995) mit dem CM-Verfahren
links : Verwindungswinkel β_0 / rechts : Wandschubspannungsgeschwindigkeit u_τ

Literatur

- [1] M. Buschmann, Dissipation integral method for three-dimensional turbulent boundary layers, ISTP 10, Kyoto, Japan, 1997
- [2] Felsch, K.-O. et al. : Experimentelle Untersuchung der dreidimensionalen turbulenten Grenzschicht vor einem senkrecht auf einer ebenen Wand stehenden Zylinder, VDI, 1983
- [4] Ölçmen, S. M.; Simpson, R. L. : An experimental study of a three-dimensional pressure-driven turbulent boundary layer, JFM, 1995

Weiteres Vorgehen

Die Schwächen direkter Integralverfahren bestehen insbesondere bei der Berechnung ablösenaher Grenzschichten. Es ist daher vorgesehen, ein inverses Verfahren, welches keine Singularität aufweist, zu entwickeln.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Physikalische Grundlagen, Laminar-Turbulente Transition

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. R. Demuth, Dipl.-Ing. S. Heiken, Prof. Dr.-Ing. E. Laurien

Institution

Universität Stuttgart

Tel.: (0711) 685-2415

Institut für Kernenergetik und Energiesysteme

Fax.: (0711) 685-2010

Adresse

Pfaffenwaldring 31, 70550 Stuttgart

Thema

Numerische Untersuchungen zu den physikalischen Grundlagen der Bypass Transition

Ausgangssituation

Bei Vorhandensein von Störungen endlicher Amplitude verläuft die Transition in Grenzschichten nicht über eine Kaskade primärer und sekundärer Instabilitäten sondern über die sog. Bypass Mechanismen ab. Hierbei entstehen lokale turbulente Gebiete, die von laminarer oder transitioneller Strömung umgeben sind, sog. Turbulenzflecken.

Ziel

Durch Untersuchung der Anfangsstadien, in denen sich eine definierte Anfangsstörung soweit entwickelt, daß sich die Bildung eines Turbulenzfleckes nicht mehr aufhalten läßt, soll der physikalische Mechanismus, der für die Ausbildung eines Turlenzfleckes verantwortlich ist, verstanden und beschrieben werden.

Lösungsweg

Für die Simulation wird ein Finite-Differenzen Spektralverfahren [1] genutzt, das auf den kompressiblen dreidimensionalen Navier-Stokes Gleichungen mit periodischen Randbedingungen in Stromab- und Spannweitenrichtung beruht. Es kommt eine implizite Zeitintegration zur Anwendung, deren resultierendes Gleichungssystem mit einer konstanten Anzahl an Iterationen gelöst wird.

Ergebnis

Die Strömung in einer beschleunigten Grenzschicht entlang einer ebenen Platte wurde simuliert [2]. Verschiede Störungen wurden bezüglich ihres Einflusses auf die Bypass-Transition untersucht. Dabei ergibt sich durch Teilchenbahnintegration zur dimensionslosen Zeit $t = 16$ ein Bild (Abbildung 1), das experimentellen Visualisierungen schon sehr ähnelt. (Abbildung 2)

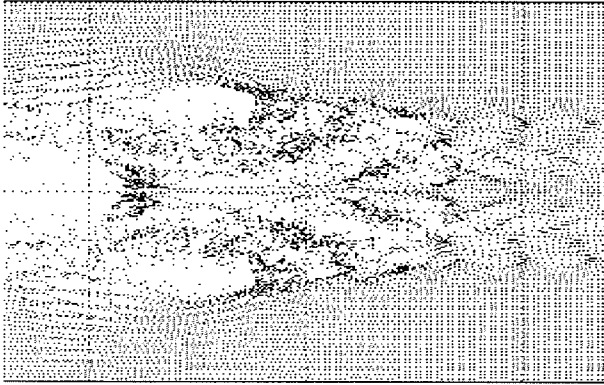


Abbildung 1: Simulation, Teilchenbahnintegration zur Zeit $t = 16$

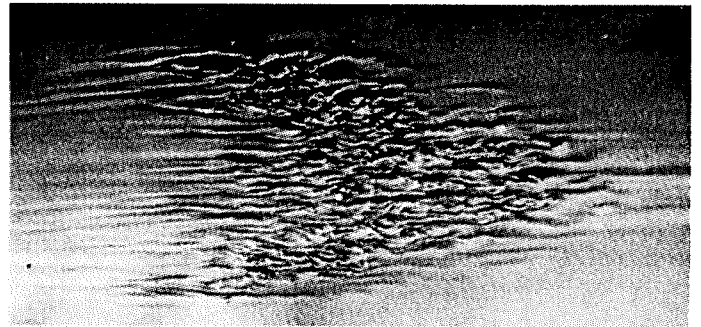


Abbildung 2: Experiment, Visualisierung nach Cantwell et al.

Literatur

1. Laurien, E. and Delfs, J.: Direct Simulation of Turbulence Phenomena in Compressible Boundary-Layers, in: R.Voke, L. Kleiser, and J.P. Chollet (eds.): Direct and Large-Eddy Simulation I, Kluwer Academic Publishers, 347-358 (1994)
2. Demuth, R., Heiken, S. and Laurien, E.: Numerical Investigation on the Early Stages of Boundary-Layer Bypass Transition, in: Laminar-Turbulent Transition Mechanisms and Prediction, Euromech Colloquium 380, 14. - 17.9.1998, Göttingen

weiteres Vorgehen

Untersuchungen des Einflusses verschiedener Anfangsstörungen auf die frühen Entwicklungsstadien der Turbulenzflecken. Überprüfung, ob die im bisherigen Verfahren angenommene Parallelität der Grundströmung zulässig ist.

Datum 15. Februar 1998

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen – Turbulenzmodelle

Ansprechpartner: Holger Frahnert, Dr. Claus Wagner, Dr. Uwe Dallmann

Institution: DLR – Institut für Strömungsmechanik
Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
Telefon / Telefax: (0551) 709 2283 / (0551) 709 2404
e-mail: holger.frahnert@dlr.de

weitere Partner: Dr. Roland Kessler – DLR Göttingen

Thema: Physikalische Tragfähigkeit des Wirbelviskositätsansatzes in Turbulenzmodellen — abgelöste turbulente Strömung an einer abgerundeten zurückspringenden Stufe (2D)

Ausgangssituation: Die Modellierung der abgelösten stationären Strömung in einem Kanal mit abgerundeter zurückspringender Stufe ist im Vergleich DNS – statistisches Turbulenzmodell durchgeführt worden. Bei einer Reynoldszahl $Re_\tau = 180$, bezogen auf die halbe Kanalhöhe und die Wandschubspannungsgeschwindigkeit im Einstromprofil, wurde ein low-Re $k-\omega$ Turbulenzmodell ohne Wandfunktionen eingesetzt. Die damit erzielten Ergebnisse sind in Abbildung 1-3 dargestellt. Das mittlere Geschwindigkeitsfeld wurde im Vergleich zu DNS sehr gut berechnet. Weniger gut war die Übereinstimmung in der Modellierung des statischen Druckes.

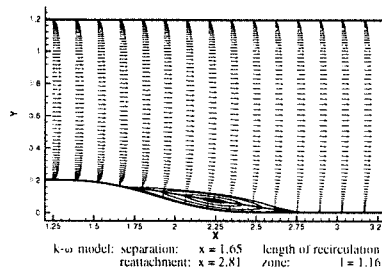
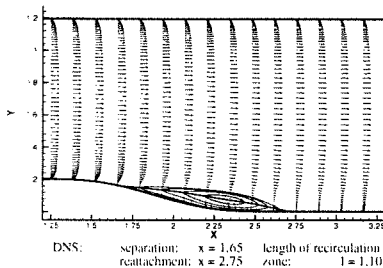


Abbildung 1: Der Vergleich des in Vektorform dargestellten mittleren Geschwindigkeitsfeldes zeigt eine sehr gute Übereinstimmung zwischen DNS und $k-\omega$ Turbulenzmodell. Der Rezirkulationsbereich ist durch ausgewählte Stromlinien repräsentiert. Die Unterschiede in der Länge des Ablösegebietes, bezogen auf die DNS, sind kleiner als 6%.

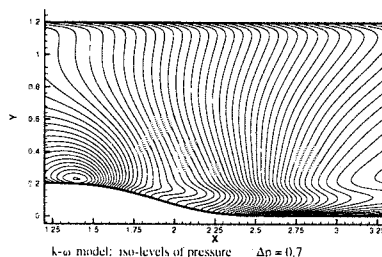
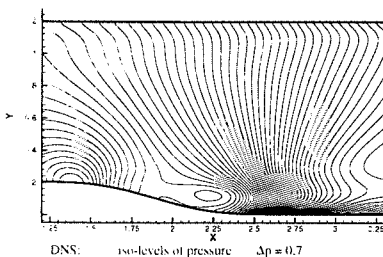


Abbildung 2: Der in Höhenliniendarstellung gezeigte mittlere Druck weist Unterschiede im Ablösebereich und in Wandnähe auf. Die Differenzen sind qualitativ vom verwendeten Turbulenzmodell unabhängig und haben ihre Ursache im zugrundeliegenden Wirbelviskositätsansatz. Die Fundierung dieser Aussage ist Gegenstand der vorliegenden Untersuchung.

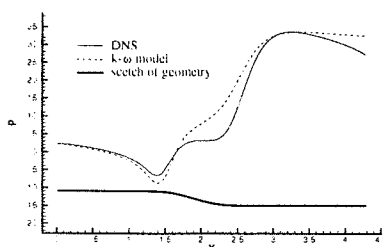


Abbildung 3: Hier ist die Wanddruckverteilung über der Stufenseite des Kanals gezeigt. Der Referenzdruck im Bild ist $P = 0$ im Ablösepunkt.

Ziel ist die Darstellung der Ursachen für die Abweichung in der Berechnung des statischen Druckes.

Lösungsweg: Die Untersuchung wird am Beispiel der geraden Kanalströmung, welche die Einstromrandbedingung der Stufenmodellierung ist, durchgeführt. Die geometrische Einfachheit dieser Strömung gestattet eine weitgehend analytische Vorgehensweise. Danach werden die Ergebnisse qualitativ auf die Modellierung der abgelösten Stufenströmung übertragen.

Ergebnis: Die stationären inkompressiblen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen der druckgetriebenen geraden Kanalströmung sind Ausgangspunkt der Untersuchung. Die Wanddruckverteilung ist in diesem Fall mit $\partial_x P = \text{const.}$ festgelegt. Aus analytischer Integration der Navier-Stokes Gleichungen in wandnormaler Richtung folgen die exakten Gleichungen für die Profile der mittleren Geschwindigkeit und des mittleren statischen Druckes.

$$U = \frac{\partial_x P}{2\mu}(y^2 - 1) + \frac{\rho}{\mu} \int_{-1}^y \overline{u'v'} dy$$

$$P = -\rho \overline{v'^2}$$

Die integrierten Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen der inkompressiblen Kanalströmung sowie ...

Den laminaren Grundprofilen sind die turbulenten Beiträge additiv überlagert, so daß die Untersuchung vollständig auf eine Analyse des modellierten Reynoldsspannungstensors rückführbar ist.

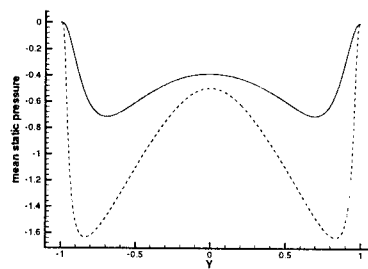
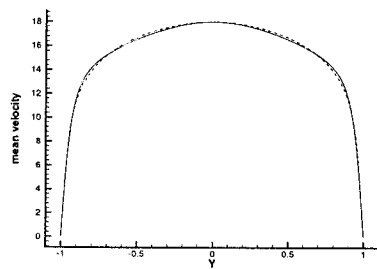


Abbildung 4: — DNS $k-\omega$... die aus der numerischen Simulation gewonnenen Profile für die mittlere Geschwindigkeit U (links) und den mittleren statischen Druck P (rechts) zeigen die kritische Abhängigkeit dieser physikalischen Größen von der Modellierung der Reynoldsspannungen. Die für den statischen Druck verantwortliche Normalkomponente $\overline{v'^2}$ wird mittels dem ...

Die aus der Hypothese der Proportionalität zwischen der turbulenten Scherspannung $-\rho \overline{u'v'}$ und der Scherrate der mittleren Strömung abgeleitete Verallgemeinerung in inkompressiblen Fluiden,

$$\overline{u'_i u'_j} = \frac{2}{3} \delta_{ij} k - \nu_t [A_{ij} + A_{ji}] \quad \text{mit} \quad A_{ij} = \frac{\partial U_i}{\partial x_j}$$

... Wirbelviskositätsansatz zur Modellierung aller Reynoldsspannungen ...

für alle Komponenten des Reynoldsspannungstensors, bildet die Grundlage für statistische Turbulenzmodelle erster Ordnung. Für die Kanalströmung ergibt sich wegen $\partial U / \partial x = 0$ eine Aufspaltung der Terme in die vom Turbulenzmodell bestimmte Scherspannung und eine davon unabhängige Gleichverteilung der turbulenten kinetischen Energie auf die Normalspannungen. Der Vergleich in Abbildung 5 zeigt, daß dieser isotrope Ansatz in Scherströmung keine Gültigkeit hat.

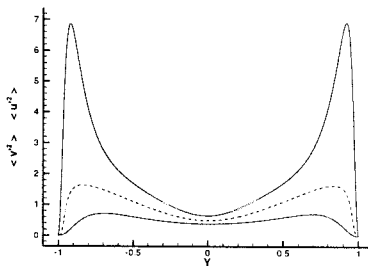
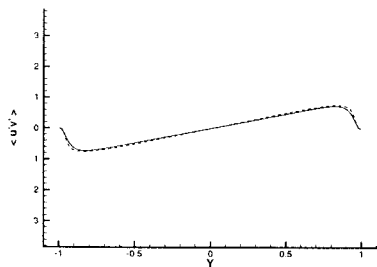


Abbildung 5: — DNS $k-\omega$... im Fall der Kanalströmung aus
$$\begin{bmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3} k & -\nu_t \frac{\partial U}{\partial y} \\ -\nu_t \frac{\partial U}{\partial y} & \frac{2}{3} k \end{bmatrix}$$
 berechnet. Dieser Ansatz führt hier, unabhängig vom verwendeten Turbulenzmodell, zu einer Gleichverteilung der Normalspannungen und entsprechenden Konsequenzen für den mittleren Druck. Dieses Problem wird ...

Dieser, nicht neuen, Beobachtung wird mit der Aufstellung nicht-linearer Wirbelviskositätsansätze Rechnung getragen. Deren Philosophie besteht darin, den Reynoldsspannungstensor, ausgehend von der isotropen Verteilung $\frac{2}{3} \delta_{ij} k$, in der Scherrate $S_{ij} = \frac{1}{2} (A_{ij} + A_{ji})$ und/oder der Rotation $\Omega_{ij} = \frac{1}{2} (A_{ij} - A_{ji})$ zu entwickeln. Verschwinden nun alle Komponenten von A_{ij} , so trifft dies auch für alle Potenzen einer beliebigen Entwicklung in den Geschwindigkeitsgradienten zu. Dieser Fall tritt in der Kanalmitte ein. Dort herrscht jedoch eine anisotrope Verteilung $\overline{u'^2} \neq \overline{v'^2}$ in den Reynoldsspannungen. Daraus folgt, daß es prinzipiell nicht möglich ist, eine physikalisch korrekte Beschreibung der Reynolds-Normalspannungen auf der Basis des mittleren Geschwindigkeitsgradiententensors allein vorzunehmen.

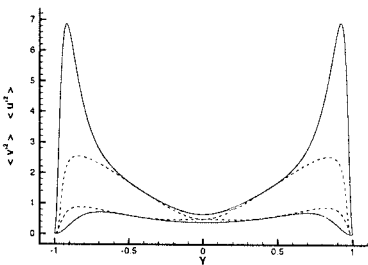


Abbildung 6: — DNS $k-\omega$... in nicht-linearen Wirbelviskositätsansätzen durch eine Korrektur mit der mittleren Scherrate gemildert.

$$\overline{u'^2} = \frac{2}{3} k + C_1 \frac{\nu_t^2}{k} \left[\frac{\partial U}{\partial y} \right]^2$$

$$\overline{v'^2} = \frac{2}{3} k - C_2 \frac{\nu_t^2}{k} \left[\frac{\partial U}{\partial y} \right]^2$$

Eine so durchgeführte Modellierung der Normalspannungen widerspricht jedoch qualitativ den physikalischen Beobachtungen.

Was bedeutet dies für die Ergebnisse aus numerischen Simulationen? Schon für den etwas allgemeineren Fall, daß $\partial U / \partial x \neq 0$, koppeln die Navier-Stokes Gleichungen über die Kontinuitätsgleichung stärker als in der Kanalströmung. Dann wirken die Abweichungen in der Berechnung des Druckes, bedingt durch die oben diskutierten Modellannahmen für die Normalspannungen, direkt auf die Berechnung des Geschwindigkeitsfeldes. Im hier untersuchten Beispiel der Stufenströmung ist dies im Rezirkulationsgebiet und in dessen Nachlauf zu beobachten. Eine genauere Untersuchung der in Abbildung 1 präsentierten Daten zeigt, daß die Wandschubspannung dort signifikante Differenzen aufweist. Diese Resultate sind weniger durch ein verfeinertes Turbulenzmodell zu verbessern, das hier verwendete $k-\omega$ Modell war der Konfiguration angepaßt und sorgfältig implementiert, sondern haben ihre Ursache in der Struktur des zugrundeliegenden Wirbelviskositätsansatzes. Das Problem ist allgemein bekannt und Motivation für die Untersuchung von praktikablen Alternativen zum Wirbelviskositätsmodell. Die Beobachtung, daß zur physikalisch sinnvollen Beschreibung der turbulenten Fluktuationen mehr Information notwendig ist, als sich aus den mittleren Geschwindigkeitsgradienten prinzipiell gewinnen läßt, erscheint jedoch interessant.

19. März 1999

AG-STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. W. Frank, Dipl. Ing. D. Buchen

Institution: Universität-GH Siegen

Adresse: Institut für Fluid- und Thermodynamik Telefon: (0271) 740-4681
Paul-Bonatz-Str. 9-11 Fax: -2666
57068 Siegen e-mail: frank@iftnet.ift.mb.uni-siegen.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Simulation einer Fahrzeugumströmung mit einem zonalen Verfahren

Ausgangssituation: Es wurden zonale Verfahren entwickelt, die zur Strömungsberechnung um zwei- und dreidimensionale Körper einsetzbar sind [1]. Die Verfahren verwenden zur Simulation des Nachlaufs hinter dem Körper (Totwasser) einen sog. Totwasserkörper.

Ziel: Entwicklung eines zonalen Verfahrens zur Berechnung der Fahrzeugumströmung von Voll- und Stufenheckmodellen. Der Einsatzschwerpunkt des Verfahrens soll in der Grundkörperaerodynamik liegen. Dabei geht es in erster Linie darum, durch systematische Geometrievariationen von Heckneigungswinkel, Kofferraumhöhe, Boattailing, Bodenabstand etc. die Potentiale für eine aerodynamische Optimierung abzuschätzen. Dabei kommt es weniger darauf an, den exakten globalen Beiwert zu ermitteln. Vielmehr sollen mit dem angestrebten Verfahren physikalische Einflüsse der o.a. Variationen diskutiert und Trend- oder Relativaussagen für die Beiwerte erhalten werden.

Lösungsweg: Im Gegensatz zu den globalen Verfahren, die versuchen das gesamte Strömungsfeld mit den hierfür gültigen Gleichungen zu beschreiben, nutzen zonale Verfahren die Strukturierung des Strömungsfeldes bei hohen Reynolds-Zahlen in unterschiedliche Zonen aus: 1. Zone: reibungsfreie Außenströmung: die Strömung wird durch die Potentialtheorie vollständig beschrieben und kann mit Panelverfahren berechnet werden. 2. Zone: anliegende Grenzschicht: die an der Wand haftende Strömung wird durch die Grenzschichtgleichungen wiedergegeben und kann mit Grenzschichtverfahren berechnet werden. 3. Zone: großräumige Ablösungen: zur Simulation der Verdrängungswirkung des gesamten Nachlaufs auf die reibungsfreie Außenströmung wird ein Nachlaufkörper an der Stelle der Strömungsablösung an das Fahrzeug angehängt. Die Bestimmung der Parameter der Nachlaufkörperkontur im Mittelschnitt erfolgt iterativ über Beziehungen mit denen man den Strömungswiderstand aus dem Nachlauf bestimmen kann (sog. Schließbedingung, z.B. Impulsbilanz, Dissipationsgleichung [2]) und über universelle Gesetzmäßigkeiten im Nachlauf. Die Querschnitte des Nachlaufkörpers senkrecht zum Mittelschnitt werden zunächst durch die Annahme der Ähnlichkeit zum Basisquerschnitt ermittelt und danach durch die Bedingung der lokalen Kräftefreiheit des Körpers iterativ festgelegt.

Ergebnis: Mit dem Verfahren wurde die Umströmung des ASMO II-Modells berechnet. Dabei wurden keine Grenzschichten berücksichtigt.

Die Verteilung des statischen Druckes auf der Fahrzeugoberfläche und der Oberfläche des Nachlaufkörpers ist in Bild 1 dargestellt. Bild 2 zeigt die berechnete Druckverteilungen im Mittelschnitt des Pkw-Modells im Vergleich zu den Meßergebnissen ($Re=2.64 \cdot 10^6$), die im Modellwindl

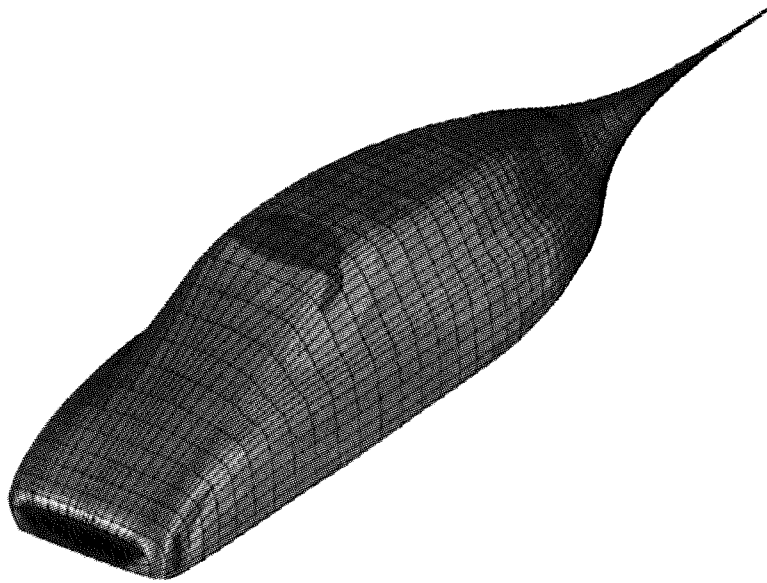


Bild 1: Berechnete Druckverteilung um das Fahrzeugmodell mit Nachlaufkörper

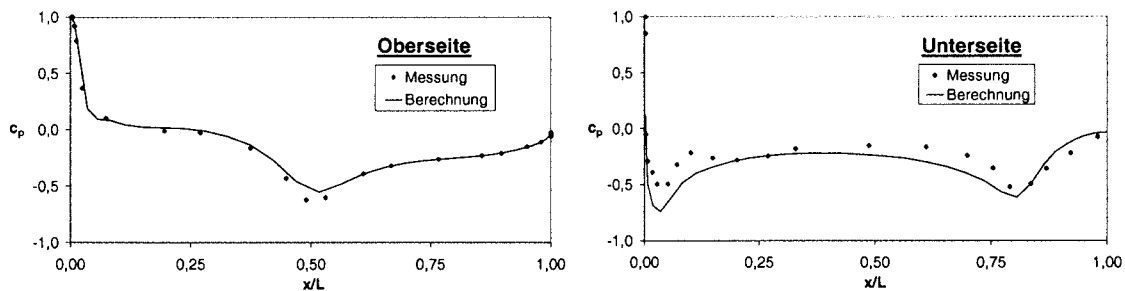


Bild 2: Berechnete und gemessene Druckverteilung im Mittelschnitt des Fahrzeuges (Räder wurden in der Berechnung bisher noch nicht modelliert)

Literatur:

- [1] Mildebrath, T.: Strömungsberechnung um zwei- und dreidimensionale stumpfe Körper mit Totwasser nach der Zonenmethode. Diss. Universität GH Siegen, 1995
- [2] Geropp, D.: Der Strömungswiderstand stumpfer Körper und die Energiedissipation des Totwassers. In: Festschrift zum 70. Geburtstag Prof. Dr.-Ing. Julius Siekmann, Hrsg.: Lehrstuhl für Mechanik, Universität-GH Essen, 1995

weiteres Vorgehen: Experimentelle Nachlaufuntersuchungen an verschiedenen Fahrzeugkonfigurationen sind notwendig, um die universellen Gesetzmäßigkeiten im Nachlauf weiterzuentwickeln.

Berücksichtigung von Grenzschichten und lokalen Ablösegebieten infolge der Räder und bei Stufenheckfahrzeugen infolge der auf der Heckscheibe und dem Kofferraum auftretenden druckinduzierten Ablösung. Verbesserung der Schließbedingung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. W. Frank, Dipl.-Ing. Th. Eberz

Institution: Universität-GH Siegen

Adresse: Institut für Fluid- und Thermodynamik Telefon: (0271) 740-4681
Paul-Bonatz-Str. 9-11 Fax: -2666
57068 Siegen e-mail: frank@iftnet.ift.mb.uni-siegen.de

weitere Partner:

Thema: Experimentelle Simulation einer Fahrzeugumströmung im Windkanal

Ausgangssituation:

Die dreidimensionale Kraftfahrzeugumströmung beinhaltet vielseitige Phänomene und läßt sich wegen ihrer Komplexität numerisch nur mit sehr hohem Aufwand simulieren. Noch sind die Ergebnisse der Simulationen z.T. unbefriedigend, so daß zur aerodynamischen Analyse weiterhin experimentelle Untersuchungen benötigt werden. Obwohl in Forschungseinrichtungen und Industrie Kraftfahrzeugumströmungen umfangreich untersucht werden, sind detaillierte Informationen über das Strömungsfeld nur begrenzt veröffentlicht. Dies gilt insbesondere für charakteristische Größen in den abgelösten Gebieten wie Druckverteilungen, Geschwindigkeitsverteilungen und Verteilungen von Korrelationen der turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen (REYNOLDSSpannungen, Tripelkorrelationen). Oft wird bei Untersuchungen die Relativbewegung zwischen Fahrzeug und Fahrbahn nur unzureichend simuliert.

Ziel:

Das Ziel der experimentellen Untersuchungen sind bessere Grundlagenerkenntnisse über dreidimensionale Fahrzeugumströmungen. Es soll aufgezeigt werden, welchen Einfluß die Bodensimulation, unterschiedliche Anströmgeschwindigkeiten und der Bodenabstand auf die Fahrzeugumströmung und den körpernahen Nachlauf besitzen. Die Relativbewegung der Fahrbahn soll bei den Versuchen realistisch simuliert werden. Durch die Versuche wird eine umfangreiche Datenbasis zur Weiterentwicklung und Validierung von am IFT vorhandenen Rechenverfahren erstellt. Als Rechenverfahren sind am Institut eine Zonenmethode, die zur Berechnung der Strömung für verschiedene Bereiche des Feldes vereinfachte Gleichungen verwendet, und ein instationärer 3D-NAVIER-STOKES-Code vorhanden.

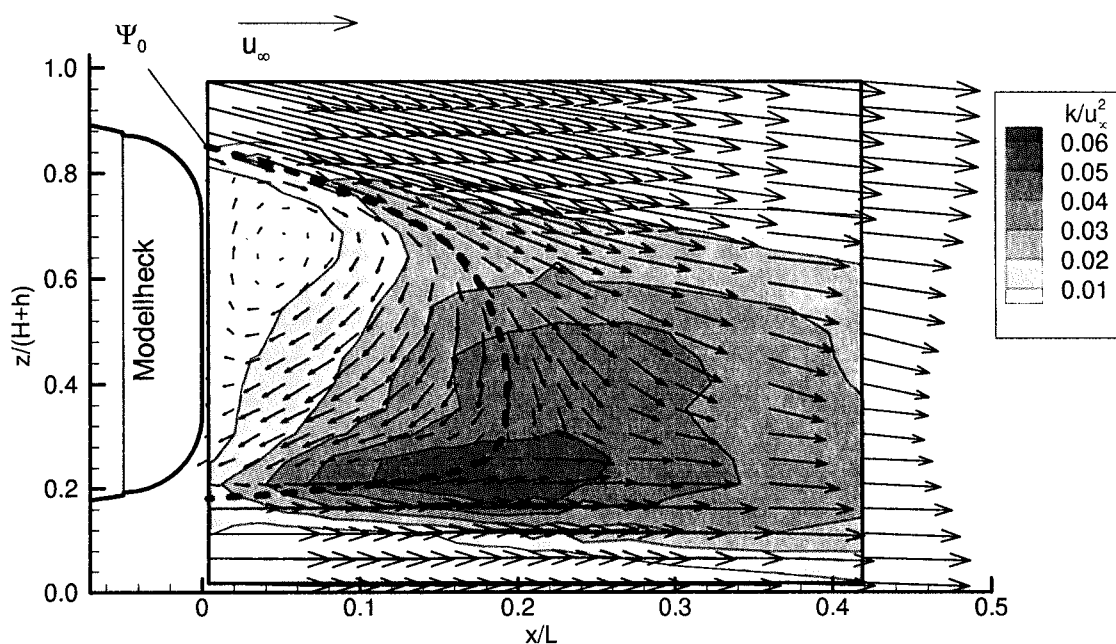
Lösungsweg:

An einem dreidimensionalen idealisierten Fahrzeugmodell (ASMO-II) mit Steilheck werden im institutseigenen Windkanal systematische Untersuchungen durchgeführt. Zur realistischen Simulation der Relativbewegung zwischen Fahrbahn und Fahrzeug ist in die offene Meßstrecke ein Fahrbahnsimulator mit laufenden Band installiert. Für verschiedene Parameter werden Kraftverteilungen, Druckverteilungen, Ablösefrequenzen und Strömungsfelder gemessen. Erste Anhaltspunkte über die Strukturen der Strömung zeigen Strömungsvisualisierungen mit der Rauchdraht-Technik und einem Laserlichtschnittverfahren. Zur Bestimmung des mittleren Geschwindigkeitsvektors und des REYNOLDSSchen Spannungstensors kommt ein dreikomponentiges Laser-Doppler-Anemometer zur Anwendung. Eine

eigene Auswertesoftware erlaubt zusätzlich die Berechnung von Tripelkorrelationen der Geschwindigkeitsschwankungen aus den LDA-Daten. Die detaillierten Geschwindigkeitsuntersuchungen werden vorrangig im körpernahen Nachlauf des Modells durchgeführt, sie weisen charakteristische Strömungstopologien und Turbulenzstrukturen nach.

Ergebnis:

Es liegen Ergebnisse für drei REYNOLDSzahlen, zwei Bodenabstände sowie ruhender und bewegter Fahrbahn vor. Im Bild sind für eine Konfiguration die gemittelten Verteilungen des Geschwindigkeitsvektors und der turbulenten kinetischen Energie in der Symmetrieebene des Nachlaufs aufgezeigt. Es bildet sich ein typisches Doppelwirbelsystem aus, was als Bestandteil eines entarteten Torus interpretiert werden kann. Im unteren Drittel der Meße Ebene spiegelt sich ein starker Impulsaustausch zwischen Unterboden- und Totwasserströmung in Form von hohen Turbulenzintensitäten wider.



Verteilung der mittleren Geschwindigkeitsvektoren und der mittleren turbulenten kinetischen Energie in der Symmetrieebene des Modells für $Re = 5 \cdot 10^5$ und bewegte Fahrbahn

Literatur:

- [1] Geropp, D., Eberz, T. (1998): *Wirbel- und Turbulenztopologien im körpernahem Nachlauf eines Pkw-Modells*, 6. Fachtagung Lasermethoden in der Strömungstechnik, 28.-30 September 1998 Universität GH Essen, Verlag Shaker.
- [2] Odenthal, H.-J. (1997): *Kfz-Totwasserströmungen mit Fahrbahnwechselwirkung und aktiver Strömungsbeeinflussung zur Widerstandsreduktion*, Dissertation, Universität-GH Siegen, VDI-Verlag, Düsseldorf.

weiteres Vorgehen:

Die Daten werden weiter analysiert und die Rechenverfahren validiert. Es ist geplant, die Experimente auf andere Fahrzeugtypen auszuweiten.

Datum: 04.02.99

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	B. Gölling, Dr. U. Dallmann		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Transition und Turbulenz.		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	+49 551 709 – 2490
		Telefax	+49 551 709 – 2829
		Email	burkhard.goelling@dlr.de
Weitere Partner	Prof. H. Eckelmann , Institut für Nichtlineare Dynamik, Göttingen. Dr. H.-P. Kreplin , DLR, Institut für Strömungsmechanik, Göttingen. Dr. G. Schewe , DLR, Institut für Aeroelastik, Göttingen.		
Thema	<i>Experimentelle Untersuchungen zur Beeinflussung turbulenter Nachlaufströmungen stumpfer Körper</i>		

Ausgangssituation:

Die Phänomenologie ablösender Strömungen während der laminar-turbulenten Transition ist für stumpfe Körper bekannt und kann durch zeitlich und räumlich gemittelte physikalische Größen beschrieben werden. Die Dynamik derartiger Strömungen wird durch lokale Größen wiedergegeben. Wenig Beachtung wurde bisher der räumlichen Korrelation dieser lokalen Größen wie der Wandschubspannung und dem statischen Druck geschenkt. Mit der Bestimmung von Korrelationslängen periodischer Moden der Grenz- oder Scherschichtströmung in Abhängigkeit von der Reynoldszahl lassen sich kohärentes Verhalten und darüberhinaus kohärente Strukturen identifizieren.

Ziel:

An einem querangeströmten Kreiszylinder sollen zunächst dreidimensionale kohärente Strukturen im sub- bis superkritischen Reynoldszahlbereich identifiziert und untersucht werden. In einem weiteren Schritt sollen diese durch aktive und aktiv-dynamische Steuerungsverfahren beeinflusst werden, um einerseits die transitionelle Scherschicht so lange wie möglich laminar zu halten und andererseits den Druckwiderstand zu minimieren.

Lösungsweg:

Zunächst gilt es eine Verbindung zwischen den lokalen und globalen Größen herzustellen, so daß durch eine Analyse einer lokalen Größe, die örtlich vor der Ablösung zu messen ist, der globale Strömungszustand bekannt ist. Ferner ist die spannweite Korrelation, also die Korrelationslänge quer zur Ausbreitungsrichtung der Strömung, dieser lokalen Größe zu bestimmen.

Um eine Beziehung zwischen Widerstands- und Auftriebskräften einerseits und den Druckverteilungen andererseits herzustellen, wurden Kraftmessungen im Hochdruckkanal Göttingen (HDG) mittels einer Piezowaage durchgeführt. Dabei ist zu bemerken, daß die instationären Kräfte über die gesamte Oberfläche des querangeströmten Kreiszylinders gemittelt werden, so daß lokale Phänomene nur durch die lokalen Druckmessungen interpretiert werden können. Darüberhinaus wurde mit statischen Druckmessungen die Möglichkeit geschaffen, diese Verteilungen mit denen von Messungen im 1-Meter-Kanal Göttingen (1MG) zu vergleichen. An einem Zylindermodell wurde das spannweitig-kohärente Verhalten der Grenzschichtströmung in Abhängigkeit von der Reynoldszahl vor und während der Transition im 1MG untersucht. Dafür wurden acht für einen konstanten Azimutwinkel spannweitig verteilte Heißfilme eingesetzt, wobei der minimale spannweite Abstand zwischen einem Paar etwa 0,1 D und der maximale Abstand etwa 3,5 D beträgt (D = Zylinderdurchmesser).

Vorläufiges Ergebnis:

Die Messung des statischen Druckes für den subkritischen Reynoldszahlbereich ergibt eine relative Konstanz längs der Spannweite für einen konstant gehaltenen Azimutwinkel bei gleicher Reynoldszahl (Bild 1). Die Kreuzkorrelationsanalyse der Zeitsignale der Wandschubspannungen

liefert für den subkritischen Reynoldszahlbereich eine Korrelationslänge von etwa einem Zylinderdurchmesser, welche dann unmittelbar vor dem Einsetzen der Transition der Grenzschicht ansteigt. Mit weiterer Erhöhung der Reynoldszahl wird die Grenzschicht turbulent und die Korrelationslänge fällt auf sehr kleine Werte ab (Bild 2).

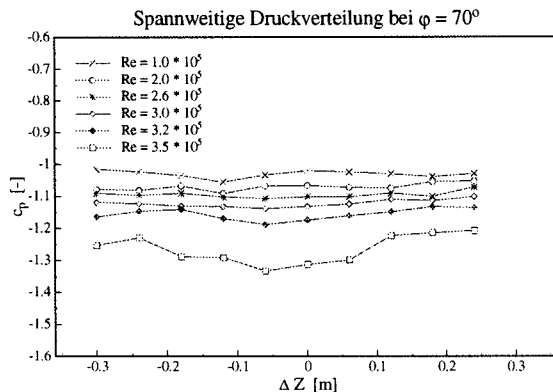


Bild 1 Spannweite Druckverteilung für einen konstanten Azimutwinkel $\varphi = 70^\circ$ (1MG).

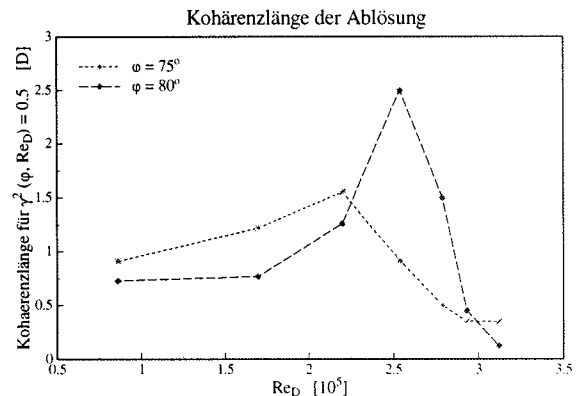


Bild 2 Spannweite Korrelationslänge der Ablösung während der Transition (1MG).

Messungen des Basisdruckes im HDG zeigen eine qualitativ gute Übereinstimmung mit dem Basisdruck des Zylindermodells im 1MG. Ebenso kann der lineare Zusammenhang zwischen Basisdruckbeiwert und Widerstandsbeiwert über den hier betrachteten Reynoldszahlbereich bestätigt werden, wobei der Proportionalitätsfaktor etwa -1 beträgt. Während der Transition konnte ferner der asymmetrische Strömungszustand für die zwei möglichen Fälle studiert werden. In Bild 3 ist der Auftriebsbeiwert für diese beiden Fälle dargestellt.

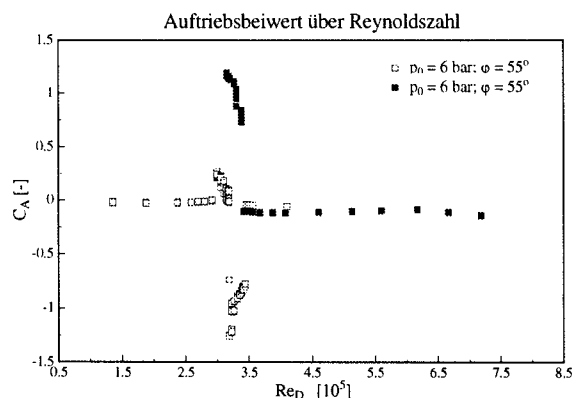


Bild 3 Auftriebsbeiwert über Reynoldszahl am querangeströmten Kreiszyylinder (HDG).

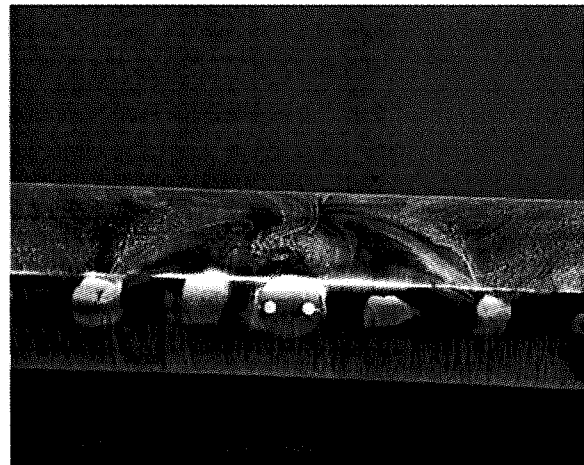


Bild 4 Anstrichbild. Kontinuierliches Ausblasen bei $\varphi = 65^\circ$ durch zwei Bohrlöcher im spannweiten Abstand von $\Delta Z = 2D$ bei einer Reynoldszahl von etwa $Re_D = 3.1 \cdot 10^5$ (1MG).

Ferner konnten durch kontinuierliches Ausblasen über kleine (0,3 mm im Durchmesser) Bohrlöcher weitere asymmetrische Strömungszustände erzeugt werden, wobei eine räumliche Sensitivität der Scherschichtströmung beobachtet wurde. Insbesondere bei Ausblasen durch zwei Bohrlöcher in einem jeweiligen Abstand von etwa einem Zylinderdurchmesser von der Symmetrieebene bei einem Azimutwinkel von 65° konnte die Ausbildung einer dreidimensionalen geschlossenen Wirbelstruktur festgestellt werden (Bild 4). Der Basisdruck fällt dabei im Vergleich zur symmetrischen Ablösung auf etwa die Hälfte ab.

Weiteres Vorgehen:

Weitere Identifizierung kohärenter Wirbelstrukturen im superkritischen Reynoldszahlbereich durch statische Druckmessungen und Anstrichbilder. Anwendung eines aktiv-dynamischen Steuerungsverfahrens zur Beeinflussung des laminar-turbulenten Übergangs der sich ablösenden Grenzschichtströmung.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Dipl.-Ing. T. J. Hüttl, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich
Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München
Adresse: Boltzmannstr. 15 **Telefon:** (089) 289-161 34
85747 Garching **Telefax:** (089) 289-161 51
email: Thomas@Huettl.de
Weitere Partner: Kooperation mit TU Delft (NL) und Univ. Paderborn
Thema: Direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen
in gekrümmten und tordierten Rohren

Ausgangssituation: Gekrümmte und tordierte Rohre haben weite Verbreitung unter anderem in den Bereichen Motoren- und Triebwerksbau, chemische Industrie und Kraftwerkstechnik. Aufgrund der durch Zentrifugalkräfte induzierten Sekundärströmung beobachtet man im Vergleich mit geraden Rohren höheren Druckverlust, lokal verstärkte Korrosion an der äußeren Rohrwand, verändertes Durchmischungs- und Wärmetransportverhalten und eine Verschiebung der kritischen Reynoldszahl zu höheren Werten. Der genaue Einfluß von Krümmung κ und Torsion τ der Rohrgeometrie insbesondere auf die turbulente Strömung ist jedoch noch weitgehend unerforscht. Mit derzeitigen Turbulenzmodellen ist eine Vorhersage der turbulenten Strömung nicht zufriedenstellend möglich. Die Strömung in gekrümmten/tordierten Rohren kann daher künftig ein anspruchsvolles Testbeispiel für allgemeine Turbulenzsimulationscodes werden.

Ziel: Aus den Ergebnisdaten mehrerer direkter numerischer Simulationen der Strömung in geraden, gekrümmten und in gekrümmt/tordierten Rohren (s. Abb. 1) sollen die für die Beschreibung der turbulenten Strömung interessanten Größen ermittelt werden. Beim Vergleich zwischen Rohrströmung, der Torusströmung und der Strömung in Rohrwendeln sollen physikalische Unterschiede und nichttriviale Gemeinsamkeiten herausgefunden und deren ursächliche Mechanismen gedeutet werden. Ferner soll der Torsionseinfluß durch den Vergleich von Simulationen der Rohrwendelströmungen für unterschiedliche Werte der Torsion näher quantifiziert werden. Schließlich soll eine Datenbasis geschaffen werden, die künftig den Test von Turbulenzmodellen oder Feinstrukturmodellen ermöglicht und neue Denkanstöße für Modellentwicklungen liefert.

Lösungsweg: Die inkompressiblen, dreidimensionalen und zeitabhängigen Navier-Stokes-Gleichungen werden mit einem Finite-Volumen-Verfahren integriert. Die Zeitintegration ist semi-implizit und im wesentlichen von 2. Ordnung genau. Die Erhaltungsgleichungen, in der Formulierung für ein orthogonales Helix-Koordinatensystem nach Germano [1], werden räumlich auf versetzten Maschennetzen unter Verwendung zentraler Fluß-Differenzen zweiter Ordnung gelöst. Die zur Druck-Geschwindigkeitskopplung angewendete Projektionsmethode führt zu einer 3D-Poisson-Gleichung, die iterativ mit einem CG-Verfahren gelöst wird.

Ergebnis: Charakteristisch für das mittlere Strömungsfeld ist die Verschiebung des Maximums der Axialgeschwindigkeit in Richtung Zentrifugalkraft, also nach außen und die Entstehung einer Sekundärströmung, [2,3,4,5,6]. Maßgeblichen Einfluß auf die Verteilung der mittleren Axialgeschwindigkeit hat nur die Rohrkrümmung. Je höher die Krümmung ist, desto weiter nach außen verschiebt sich das Geschwindigkeitsmaximum, s. Abb. 2. Die Torsion hat selbst bei sehr großen Werten nur einen geringen Einfluß auf die mittlere Axialgeschwindigkeit. Die durch Trägheitskräfte induzierte mittlere Sekundärströmung ist im Fall der Torusdurchströmung symmetrisch zur Horizontalebene und besteht aus zwei Sekundärströmungszellen (Deanzellen). Bei größeren Werten für die Torsion ist keine Symmetrie mehr erkennbar, das Sekundärströmungsmuster wird signifikant geändert und die Sekundärströmung wird deutlich verstärkt.

Die Simulationen zeigen eine beachtliche Dämpfung der turbulenten Schwankungsbewegungen mit steigender Rohrkrümmung. Die Werte der rms-Geschwindigkeiten und der turbulenten kinetischen Energie sind im Fall der Durchströmung stark gekrümmter Rohre lokal sogar nahezu Null. Hohe Werte der turbulenten kinetischen Energie findet man im Bereich der Sekundärströmungszellen. Der Effekt der Relaminarisierung, der bereits aus der Literatur bekannt ist, wird durch starke Torsion abgeschwächt.

Die mittlere Wandschubspannung besitzt neben einer Axialkomponente auch eine von der Stärke der Rohrkrümmung abhängige Umfangskomponente. Die Wandschubspannung ist an der äußeren Wand höher und an der inneren Wand geringer als im geraden Rohr. Der Torsionseinfluß auf die Wandschubspannungsverteilung ist merklich.

Im Gegensatz zum geraden Rohr sind alle Reynoldsschen Spannungen und Korrelationskoeffizienten von Null verschieden. Da die Verteilung der Werte des Reynoldsschen Spannungstensors innerhalb eines Rohrquerschnittes in gekrümmten und tordierten Rohren sehr komplex ist, kann davon ausgegangen werden, daß Zweigleichungs-Turbulenzmodelle den Krümmungs- und Torsionseinfluß nicht korrekt berechnen und aufwendige Modellierungen höherer Ordnung notwendig werden.

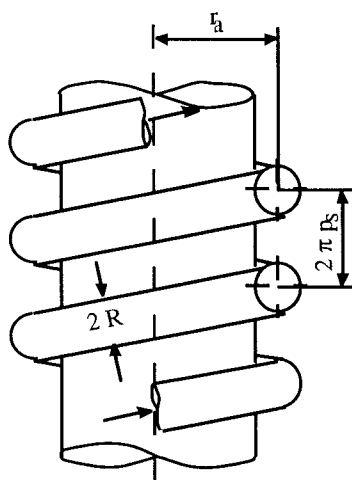


Bild 1: Darstellung der Rohrwendelgeometrie

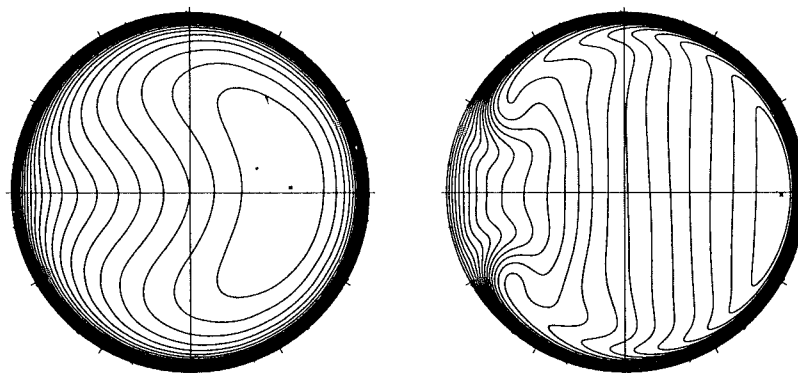


Bild 2: Höhenlinien der mittleren Axialgeschwindigkeit, links: $\kappa=0.01$, $\tau=0.0$; rechts: $\kappa=0.1$, $\tau=0.0$.

Literatur:

- [1] GERMANO, M. - On the effect of torsion on a helical pipe flow., J. Fluid Mech., vol. 125, pp. 1-8 (1982).
- [2] HÜTTTL, T.J., WAGNER, C. and FRIEDRICH, R.: „Navier Stokes Solutions of Laminar Flows based on Orthogonal Helical Coordinates“, In: Num. Methods in Lam. and Turb. Flow, Vol. 10, pp. 191-202, Pineridge Press, Swansea (1997).
- [3] HÜTTTL, T.J. and FRIEDRICH, R.: „Fully Developed Laminar Flow in Curved or Helically Coiled Pipes“, In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß, DGLR Jahrestagung 1997, München 14.-17. Oktober 1997.
- [4] HÜTTTL, T.J., FRIEDRICH, R. - Direct numerical simulation of turbulent flows in curved and helically coiled pipes. In: Proc. ACFD3, Dec. 7-11, 1998, Bangalore India, vol. 2, pp. 183-188, 1998.
- [5] HÜTTTL, T.J., FRIEDRICH, R. - Fully developed turbulent flow in conduits with circular cross section, In: Proc. DGLR-STAB'98 Symposium, November 1998, Berlin, 1998.
- [6] HÜTTTL, T.J., FRIEDRICH, R. - Influence of curvature and torsion on turbulent flows in helically coiled pipes, - To appear in: Proc. 4th Int. Symp. Engng Turbulence Modelling and Measurements, May 24-26, 1999, Corsica, France, 1999.

Weiteres Vorgehen: Es ist beabsichtigt, die Datenbasis der bereits durchgeführten Simulationen weiter auszuwerten. Außerdem sollen weitere Simulationen bei feinerer Auflösung und bei höherer Reynoldszahl durchgeführt werden.

Datum: 29.01.1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	E. Janke, U. Ch. Dallmann	e-mail: Erik.Janke@dlr.de
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2680 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	Dr. G. Schrauf, Daimler Benz Aerospace, Airbus GmbH, 28183 Bremen	

Thema

Rezeptivitätsanalyse von 3D-Grenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeit und lokaler Absaugung.

Ausgangssituation

Für die Entwicklung von physikalischen und numerischen Modellen für die Transitionsvorhersage in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen ist die Ermittlung der Anfangsamplituden von Störungen im Vorderkantenbereich erforderlich. Diese Informationen können als Eingabegrößen für anschliessende Instabilitätsuntersuchungen verwendet werden.

Das Forschungsgebiet der Rezeptivitätsanalyse in zwei- und dreidimensionalen Strömungen wurde in den letzten Jahren besonders durch Arbeiten von Bertolotti, Choudhari, Crouch, Hill, Streett und Ustinov entwickelt. Während die verschiedenen Arbeiten unterschiedliche Fragestellungen untersuchen (Rezeptivität gegenüber Oberflächenrauigkeiten, gleichförmiger Absaugung und akustischen Störungen, sowie deren Wechselwirkung), liegt ihnen mit Ausnahme der Arbeiten von Bertolotti und Streett die Annahme einer parallelen Grundströmung zugrunde. Im Bereich der starken Grundströmungsgradienten nahe der Vorderkante entspricht diese einer Restriktion der Untersuchungen auf eine örtlich sehr begrenzte Lage der Absaugbohrungen (Rauigkeiten).

Ziel

Ziel des vorliegenden Themas ist es, den Rezeptivitätsansatz für lokalisierte Rauigkeitselemente nahe der Vorderkante (Bertolotti, 1994, 1996) für die Berücksichtigung ausgedehnterer Strömungsbereiche zu erweitern. Dadurch wird es möglich, realistischere Absaugblechkonfigurationen mit mehreren Reihen von Absaugbohrungen auf ihre Effizienz hin zu untersuchen. Die Entwicklung und Validierung des Verfahrens erfolgt in enger Kooperation mit experimentellen Arbeiten an der angestellten Platte mit Druckgradient (Abegg, Bippes und Bertolotti, 1998). Es ist weiterhin vorgesehen, die mittels Rezeptivitätsanalyse gewonnenen Informationen über die Anfangsamplituden der Störungen mit dem nichtlinearen, nichtlokalen Verfahren NOLOT/PSE (Hein, 1998) zu verknüpfen, um die Störungsevolution in Stromabrichtung zu untersuchen.

Lösungsweg

Zunächst wird die Rezeptivität von ausschliesslich stationären Störungen infolge von Rauigkeiten und Absaugung betrachtet. Eine weitere Beschränkung besteht in der Annahme kleiner Störungen, so dass die Linearisierten Navier-Stokes Gleichungen (LNS) Anwendung finden. Der Störungsansatz in Gleichung 1 folgt der Arbeit von Bertolotti (1996) und beruht auf einer vorgegebenen Wellenannahme in Stromabrichtung, sowie auf periodischen Annahmen in spannweitischer Richtung und für die zeitliche Störungsentwicklung. Die Diskretisierung

$$q(x_1, x_2, x_3, t) = \hat{q}(x_1, x_3) \cdot e^{i \int \alpha x_1 dx_1 + i \beta x_2 - i \omega t} \quad (1)$$

der LNS in krummlinigen, orthogonalen Koordinaten erfolgt durch ein 2-Punkt-Kompakte-Differenzen-Schema vierter Ordnung (Malik et al., 1982) in wandnormaler Richtung und zentrale Differenzen vierter Ordnung in Stromabrichtung. Die Modellierung der Rauigkeitselemente (Absaugbohrungen) beruht auf dem Prinzip der äquivalenten Rauigkeit (Bertolotti, 1996). Zur effizienten Lösung des entstehenden elliptischen Gleichungssystems wurde ein Mehrgitterverfahren entwickelt.

Vorläufige Ergebnisse

In der ersten Phase der Validierung des Verfahrens wurden die Ergebnisse der LNS mit einer PSE-Lösung für das DLR-Prinzipexperiment (Abegg, Bippes und Bertolotti, 1998) verglichen. In Abbildung 1 ist die Entwicklung des Störungsmaximums und dessen wandnormaler Lage in Stromabrichtung geplottet. Nach der erreichten sehr guten Übereinstimmung der Ergebnisse soll das Verfahren im zweiten Validierungsschritt anhand vorliegender DNS-Daten für Swept Hiemenz Flow und von Bertolotti's Ergebnissen (1996) überprüft werden.

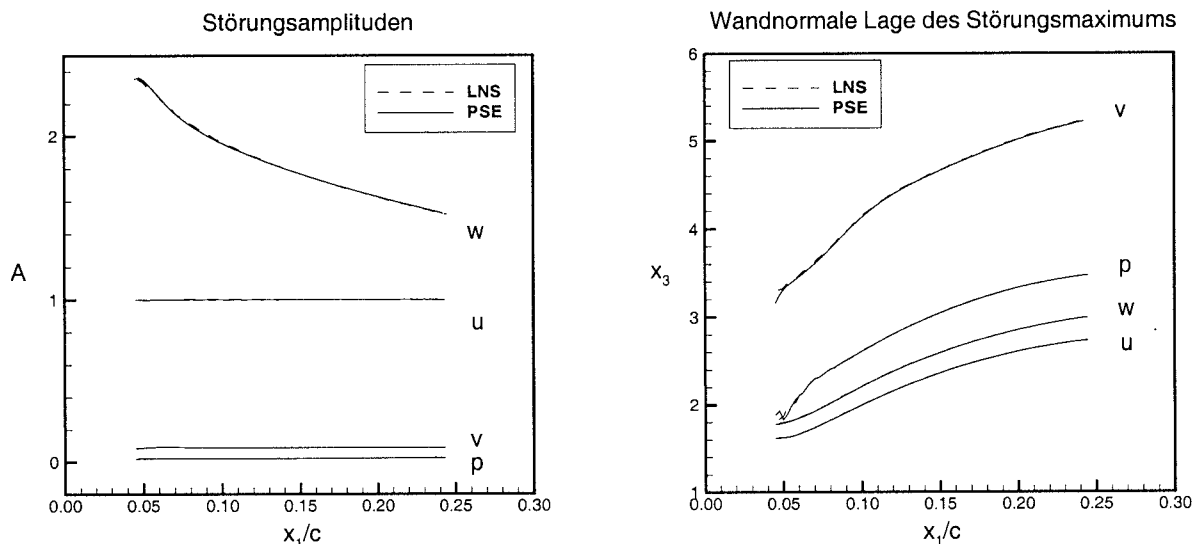


Abbildung 1: Vergleich von PSE und LNS für das DLR-Prinzipexperiment an der schiebenden Platte

Literatur

- Abegg Ch., Bippes H., Bertolotti F.P. 1998 – Zur Nutzbarkeit des Stabilisierungspotentials der Absaugung über perforierter Oberfläche bei Querströmungsinstabilität. 11. STAB-Jahrestagung, Nov. 1998, TU-Berlin.
- Bertolotti, F. P. 1994 – A partial ismulation of receptivity and transition in 3-d boundary layes, in Laminar-Turbulent Transition, Proc. 4th IUTAM Symposium, Sendai, Japan, Springer Verlag, 1994.
- Bertolotti, F. P. 1996 – On the birth and evolution of disturbances in three-dimensional boundary layers, IUTAM Symposium on Nonlinear Stability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers, 1996, Kluwer Academic Publishers, 247-256.
- Hein St. 1998 – Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE zur verbesserten Auslegung von HLFC-Systemen, STAB-Mitteilung.
- Janke, E. 1998 – Nonlinear stability and control of three-dimensional boundary layers, Dissertation Old Dominion University, Norfolk, Virginia, U.S.A., 1998.
- Stolte A., Bertolotti F.P., Koch W. 1998 – Secondary Instability and Transition in three-dimensional boundary layers, Presentation at EUROMECH Colloquium 380/ ERCOFTAC 33, Abstract 23.
- Streett, C. L. 1998, Direct Harmonic Linear Navier-Stokes methods for efficient simulation of wave packets, AIAA-Paper 98-0784.

Weiteres Vorgehen

Nach abgeschlossener Validierung des Verfahrens sind Erweiterungen für kompressible Strömungen und instationäre Störungen vorgesehen. Ein Schwerpunkt wird die Untersuchung von spannweitig ungleichförmiger Absaugung auf die Anfachung der Störungsgrößen sein. Zur Berücksichtigung ausgedehnterer Rechengebiete ist die Parallelisierung des Verfahrens für Rechnungen auf einem Workstation-Cluster problemlos möglich.

Datum: 31. März 1999

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. S. Jakirlić, Prof. Dr.-Ing. habil. C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
FB 16 • Maschinenbau, Technische Universität Darmstadt

Adresse: Petersenstr. 30, 64287 Darmstadt, Telefon: 06151-16 2854
Telefax: 06151-16 4754
jsuad@hrzpub.tu-darmstadt.de; ctropea@sla.tu-darmstadt.de

weitere Partner: Dipl.-Ing. J. Volkert, Dr. H. Pascal
Lehrstuhl für Strömungsmechanik, FA Universität Erlangen-Nürnberg

Thema: Numerische Modellierung drallbehafteter, komprimierter
Zylinderinnenströmungen

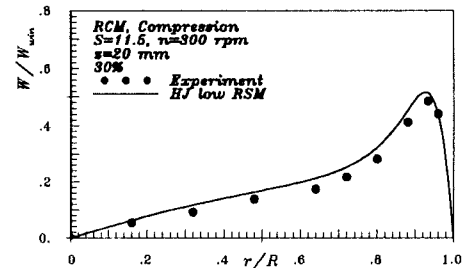
Ausgangssituation: Untersucht wird eine stark drallbehaftete Zylinderinnenströmung, die durch einen axial beschleunigten Kolben eindimensional, d.h. anisotrop komprimiert wird. Eine solche Strömungssituation ist beispielsweise in Verbrennungsmotoren anzutreffen. Die Struktur der Strömung zeichnet sich u.a. durch Deformationsüberschüsse aus. Folgende mittlere Deformationsraten sind zu berücksichtigen: primäre- ($\partial U_z / \partial r$) und sekundäre- ($\partial W / \partial r$) Scherung, die infolge der Stromlinienkrümmung auftretende zusätzliche Scherung ($-W/r$) und natürlich die axiale Dilatation ($\partial U_z / \partial z$). Die mit dem Kompressionsvorgang verbundene Änderung des Strömungsvolumens beeinflusst direkt die räumliche Ausdehnung der turbulenten Wirbel, d.h. die turbulenten Längenskalen und damit die Turbulenzstruktur der Strömung. Dabei spielt die Wechselwirkung zwischen inkompressiblem (solenoidalen: $\nabla \cdot u_i' = 0$) Turbulenzfeld und kompressibler mittleren Strömung eine entscheidende Rolle. Sowohl die Reynolds-Spannungs- als auch die Dissipationsanisotropie werden durch die Kompressionseffekte stark beeinflusst. Darüber hinaus kommt es zu einer starken Abweichung von den Bedingungen lokalen Gleichgewichts, womit alle darauf basierenden Modellansätze ungültig werden, [1].

Ziel: Aufgrund der oben erläuterten, extrem komplexen Strömungsstruktur, zeigen die bisher durchgeführten und in der Literatur dokumentierten numerischen Simulationen komprimierter Strömungen (bei Verwendung verschiedener numerischer Programme und unterschiedlicher Turbulenzmodelle) insgesamt unbefriedigende Ergebnisse, die sich durch teilweise erhebliche Abweichungen von den (wenigen) verfügbaren experimentellen Daten auszeichnen. Eine Verbesserung der Vorhersage der aerodynamischen Vorgänge der betrachteten Zylinderinneströmungen ist deshalb das globale Ziel der Arbeit.

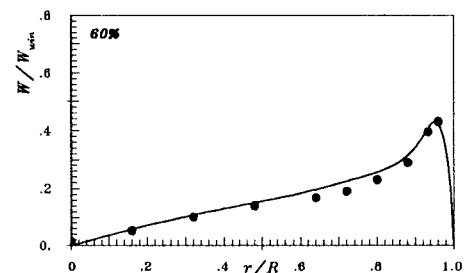
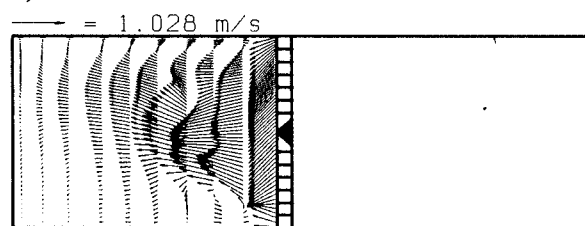
Lösungsweg: Dieses Ziel wird durch die Verbesserung bestehender Turbulenzmodelle und die Einführung einer korrekten Behandlung der wandnahen Gebiete angestrebt. Auf der Basis der Ergebnisse zahlreicher numerischer Voruntersuchungen rotierender und kompressionsbehafteter Strömungsfälle, sowie einiger theoretischer Überlegungen hinsichtlich der in der Kompressionsanlage anzutreffenden Strömungsphänomene [3], wurde die Notwendigkeit der Verwendung sog. Reynolds-Spannungsmodelle zur Simulation der vorliegenden Strömung unterstrichen. Demzufolge wurde ein *low-Re* Reynolds-Spannungsmodell herangezogen [2], das eine getrennte Modellierung der viskosen- und nichtviskosen Effekte (sog. *Wall-Blockage Effects*) und die Erfassung der durch Druckreflektion verursachten Inhomogenität der Strömung ermöglicht. Alle physikalischen Effekte wurden als Funktion der lokalen turbulenten Parameter modelliert (Reynolds-Spannungs- bzw. Dissipationsanisotropie und turbulente Reynolds-Zahl). Neben der Befriedigung grundsätzlicher, physikalischer Randbedingungen, zeichnete sich das Modell in unterschiedlichsten Strömungssituationen durch sehr zufriedenstellende Ergebnisse aus. Die Arbeiten umfassen auch Berechnungen mittels DNS [4] und experimentelle [5] Untersuchungen.

Ergebnis: Neben der durch die Kolbenbewegung induzierten, axialen Strömungsstruktur, welche anhand der Geschwindigkeitsvektoren (axiale und radiale Komponenten) dargestellt sind, zeigt Abb.1 radiale Profile der Umfangsgeschwindigkeit zu verschiedenen Zeitpunkten während des Kompressionsvorganges. Im Zuge der axialen Beschleunigung kommt es zur Strömungsablösung an der Zylinderwand. Davon ausgehend bilden sich ringförmige Wirbel aus, die mit zunehmender Kompression in Richtung der Zylinderachse "schwimmen" und dort ihrerseits kleinere Wirbel induzieren. Parallel dazu kommt es zu einer klaren Modifikation der Drallströmung. Eine Erhöhung der Drallintensität im Kernbereich des Zylinders ist klar ersichtlich. Offensichtlich führt die axial/radiale Strömungsbewegung zu einem konvektiven Transport stark drallbehafteten Fluides vom wandnahen in den inneren Bereich des Zylinders.

a) 30 %



b) 60 %



c) 100 % (Top Dead Center)

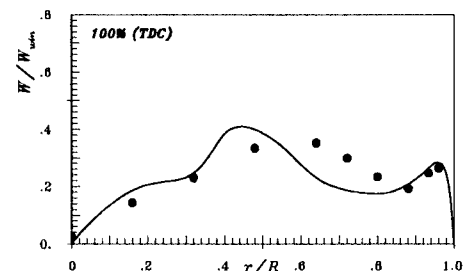
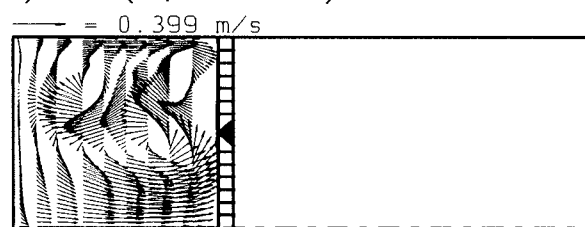


Abbildung 1. Mittleres Geschwindigkeitsfeld an drei Zeitpositionen während eines Kompressionshubes: Geschwindigkeitsvektoren in der $r-z$ Ebene und Profile der Umfangsgeschwindigkeiten

- Literatur:**
1. Hanjalić K., Jakirlić S., Keller, J., Tropea, C., Volkert, J. (1997): *Evolution of cylinder spin-down turbulence subjected to a single-stroke compression: experiments and modelling*. 11th Symp. on Turbulent Shear Flows, Grenoble, France
 2. Jakirlić, S. (1997): *Reynolds-Spannungs-Modellierung komplexer turbulenter Strömungen*. Doktorarbeit, Universität Erlangen-Nürnberg
 3. Jakirlić S., Hanjalić K., Tropea C., Volkert J. (1998): *On the computation of rotating and swirling confined flows with second-moment closure models*. 7th Symp. on Flow Modelling and Turbulence Measurements, Tainan, Taiwan
 4. Pascal, H. (1998): *Numerical Simulation for the Study of Internal Combustion Engines Flows*. LSTM Report, Universität Erlangen-Nürnberg
 5. Volkert J. (1999): *Experimentelle und Numerische Untersuchung komprimierter Drallströmungen*. Doktorarbeit, Universität Erlangen-Nürnberg

weiteres Vorgehen: Die infolge der Kompression auftretende Veränderung der Turbulenzstruktur kann nicht mehr anhand einer einzigen charakteristischen turbulenten Wirbelgröße beschrieben werden. Aus diesem Grund wird ein Mehrgleichungsmodell (Beschreibung mehrerer turbulenter Skalen, multi scale modelling) erarbeitet.

Datum: 25.02.1999

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen: Vorwärts- und Rückwärtstransition

Ansprechpartner: Dr.-Ing. S. Jakirlić, Prof. Dr.-Ing. habil. C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
FB 16 • Maschinenbau, Technische Universität Darmstadt

Adresse: Petersenstr. 30, 64287 Darmstadt, **Telefon:** 06151-16 2854
Telefax: 06151-16 4754
jsuad@hrzpub.tu-darmstadt.de; ctropea@sla.tu-darmstadt.de

weitere Partner: Dr. I. Hadžić, Prof. Dr. K. Hanjalić
Thermofluids Section, Delft University of Technology, The Netherlands

Thema: Reynolds-Spannungsmodellierung von Transitionsvorgängen

Ausgangssituation: Im Zuge der sog. Reynoldschen Mittelung, eine Vorgehensweise, auf der die meisten Turbulenzmodelle basieren, geht das reale Bild der Dynamik von Strömungsinstabilitäten bzw. deren Entstehung, Entwicklung und Verstärkung verloren. Zur Erfassung des natürlichen Übergangs einer laminaren in eine turbulente Strömung (sog. Vorwärtstransition) sind diese Modelle deshalb ungeeignet (dabei ist festzuhalten, daß auch die "exakteren" Methoden, wie DNS und LES eine künstliche Anregung bzw. Einführung einer kontrollierten Störung benötigen, um einen Umschlag überhaupt zu realisieren). Während es bei geringen Re-Zahlen und einfacheren Strömungsgeometrien mit Hilfe von Hochleistungsrechnern gelingt, die Bewegungsgleichungen direkt numerisch zu lösen, wird die numerische Behandlung von praxisrelevanten Strömungsvorgängen noch in absehbarer Zeit ausschließlich mit Hilfe der Turbulenzmodellierung im Rahmen eines RANS-Verfahrens möglich sein. Eine Lösung der oben beschriebenen Problematik kann aber u.U. durch Anpassung der existierenden Modellformulierungen zur korrekten Erfassung bestimmter Transitionsformen, wie z.B. der diffusionskontrollierten *by-pass* Transition erreicht werden. Mittels RANS-Berechnung wird dann der *Change-over* von einem zum anderen Strömungsregime bestimmt, ohne den aktuellen Transitionsmechanismus berücksichtigen zu müssen.

Auch die Notwendigkeit der korrekten Beschreibung der sog. Rückwärtstransition bzw. Relaminarisierung der Strömung wurde inzwischen erkannt. Die Laminarisierung kann u.a. zu einer deutlichen Abnahme des Auftriebskoeffizienten bei Erreichen sehr großer Reynolds-Zahl führen. Da eine experimentelle Simulation solcher Strömungssituationen infolge der hohen Re-Zahlen nicht möglich ist, kommt der numerischen Simulation gerade hier eine besondere Bedeutung zu. Der Laminarisierung liegt das Auftreten negativer Druckgradienten infolge von Stromlinienkrümmung oder Verengung eines durchströmten Querschnittes (z.B. Spalt bei Hochauftriebskonfigurationen) zugrunde, wodurch eine starke Beschleunigung der Strömung verursacht wird.

Ziel: Ziel des Projektes ist die Entwicklung eines Turbulenzmodells, das die oben erläuterten Transitionsvorgänge unter gegebenen Bedingungen für das mittlere Strömungsfeld (Turbulenzniveau, Beschleunigung) an der richtigen Stelle vorhersagt und die damit verbundenen Modifikation der mittleren Strömungsgrößen korrekt erfaßt.

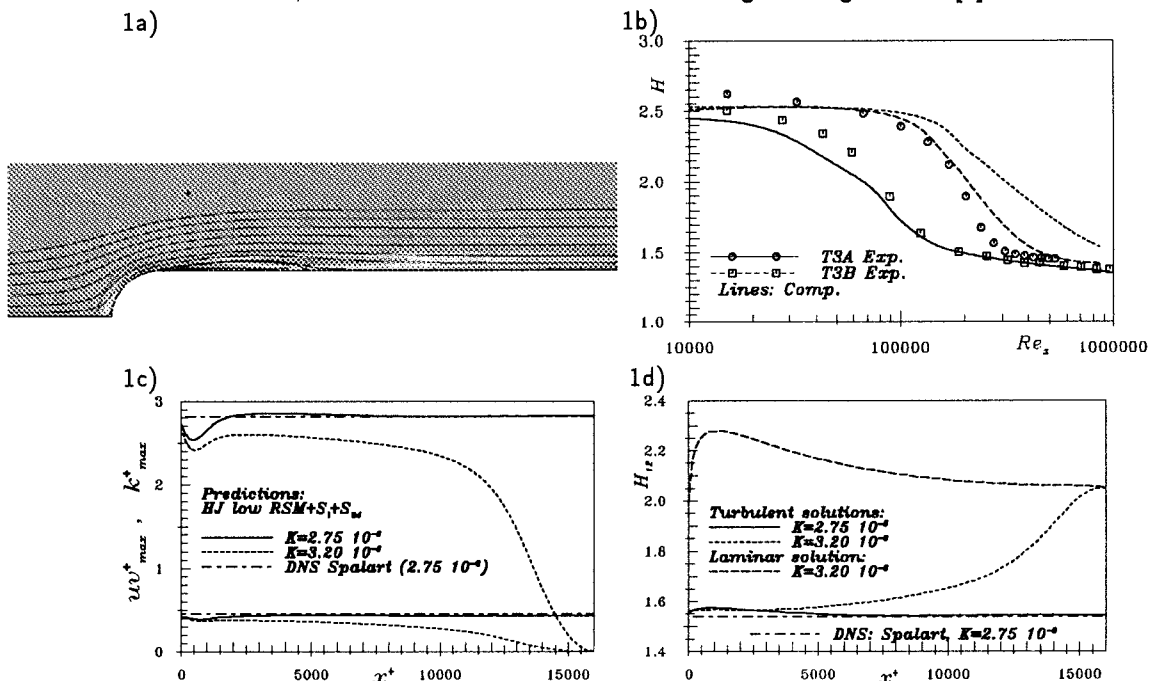
Lösungsweg: Eine korrekte Beschreibung beider Phänomene setzt die exakte Modellierung der Produktion kinetischer Turbulenzenergie, sowie deren Abnahme bei sehr geringen Reynolds-Zahlen (in unmittelbarer Wandnähe) unter dem Einfluß wechselnder Anisotropie voraus. Grundvoraussetzung dafür ist die getrennte Modellierung von rein viskosen Effekten (skalare Natur → isotrope, richtungsabhängige Dämpfung) und nicht-viskosen Effekten (selektive (*directionally biased*) Dämpfung bzw. *wall blockage*) sowie der dadurch verursachten Druckreflektion. Es steht eine Version des *low-Re*-Reynolds-Spannungsmodells zur Verfügung, [1,2,3], das alle wichtigen Anforderungen hinsichtlich der Erfassung beider Transitionsvorgänge erfüllt. Dabei steht sowohl die Befriedigung des asymptotischen Verhaltens aller turbulenten Größen bei Annäherung an die Wand bzw. an Bereiche verschwindender Reynoldszahlen als auch beim Übergang zu Bereichen höherer Reynoldszahlen im Vordergrund. Außerdem werden die theoretischen Limits hinsichtlich dem Grad der Anisotropie unter den Turbulenzgrößen (z.B. Zweikomponentenlimit an der Wand) korrekt wiedergegeben.

Die durch *extra strain*, d.h. zusätzliche Deformationen des Strömungsfeldes verursachten Effekte auf das Turbulenzverhalten werden in nahezu allen behandelten Fällen mit guter Genauigkeit erfaßt. Dies gilt auch für Beschleunigungseffekte bis hin zu Laminarisierung bzw. starke Verzögerung bis hin zu Ablösung der Strömung.

Ergebnis: Ein Ausschnitt umfangreicher numerischer Untersuchungen von Transitionsvorgängen ist in folgenden Abbildungen dargestellt.

Die Abb. 1a zeigt die mittels des oben genannten *low-Re-RSM* gewonnenen Stromlinien bei der *By-pass* Transition an einem symmetrischen Profil mit abgerundeter Vorderkante, sowie die Bereiche konstanter kinetischer Turbulenzenergie. Die dabei entstandene laminare Blase, an deren Wiederrückkehrpunkt es zum laminar-turbulenten Umschlag kam, ist deutlich zu erkennen. Die korrekte Erfassung der sehr niedrigen Turbulenzintensität im Aufprallgebiet vor der Vorderkante hat entscheidend zur Reproduzierbarkeit der Blase beigetragen. Abb. 1b zeigt typische Verläufe des Formfaktors im Fall der *By-pass* Transition entlang einer ebenen Platte mit zwei unterschiedlichen Intensitäten der freien Turbulenz, [4].

Die Relaminarisierung einer turbulenten Grenzschicht infolge eines negativen (*favorable*) Druckgradienten wird durch die dargestellten Verläufe der Maximalwerte der kinetischen Turbulenzenergie k und der Scherspannung $\overline{uv}$ illustriert, Abb. 1c. Die dem Wert des Beschleunigungsparameters $K = \nu/U_e^2 \cdot \partial U_e / \partial x$ von $2.75 \cdot 10^{-6}$ entsprechenden Verläufe von k und $\overline{uv}$ zeigen, in exakter Übereinstimmung mit den DNS Daten, konstante Werte. Im Fall höherer Beschleunigung ($K = 3.2 \cdot 10^{-6}$) gehen die Werte beider turbulenten Größen bis auf Null zurück, so daß im Endeffekt eine vollständig laminare Strömung vorliegt. Während der Formfaktor im Fall niedrigerer Strömungsbeschleunigung einen konstanten Wert entlang der gesamten Grenzschichtlänge annimmt, Abb. 1d (vollständig im Einklang mit DNS), zeigt dessen Verlauf im Fall $K = 3.2 \cdot 10^{-6}$ eine allmähliche Annäherung an den laminaren Wert, welcher durch eine laminare Berechnung bestätigt wurde, [1].



- Literatur:**
1. Jakirlić S. (1997): *Reynolds-Spannungs-Modellierung komplexer turbulenter Strömungen*. Doktorarbeit, Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg, p 396
 2. Hanjalic K., Jakirlić S., Hadžić I. (1997): *Expanding the limits of "equilibrium" second-moment turbulence closures*. Fluid Dynamics Research, Vol. 20, pp 25-41
 3. Hanjalic K., Hadžić I., Jakirlić S. (1999): *Modelling the turbulent wall flows subjected to strong pressure variations*. ASME J. of Fluids Engineering, Vol. 121
 4. Hadžić I. (1999): *Second-Moment Closure Modelling of Transitional and Unsteady Turbulent Flows*. Ph.D. Thesis, Delft University of Technology, p 187

weiteres Vorgehen: Erfassung der beiden Transitionen an realitätsnahen aerodynamischen Konfigurationen mittels direkter Berechnungen.

Datum: 25.02.1999

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Laminar-turbulente Transition)	
Ansprechpartner	Dr. Werner Koch	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr. 10 37073 Göttingen	Telefon (0551)709-2263 Telefax (0551)709-2404 email werner.koch@dlr.de
Weitere Partner	Dr. F. Bertolotti, S. Hein, A. Stolte, DLR Göttingen	
Thema	Sekundäre Instabilitäten in dreidimensionalen Grenzschichten	

Ausgangssituation

Die Klärung des physikalischen Mechanismus, der den nichtlinearen Zusammenbruch bei der laminar-turbulenten Transition verursacht, ist Voraussetzung für eine nichtempirische Transitionsvorhersage bzw. Transitionsbeeinflussung. In zahlreichen Experimenten werden kurz vor der Transition hochfrequente Instabilitäten beobachtet.

Ziel

Durch Untersuchung der späten Transitionsstadien, insbesondere der hochfrequenten sekundären Instabilitäten, sollen Kriterien für den bevorstehenden Zusammenbruch und damit Voraussetzungen für die Entwicklung eines nichtempirischen Transitionskriteriums erarbeitet werden.

Lösungsweg

Durch Vergleich von Gleichgewichtslösungen mit PSE Rechnungen sollte der Einfluß der Anfangsbedingungen untersucht werden. Die sekundären Instabilitäten wurden mittels Floquet Analyse in Verbindung mit einer lokalen Wielandt Iteration berechnet.

Ergebnis

Die Ursache für die unterschiedliche Sättigung der nichtlinearen Gleichgewichtslösung und den PSE Resultaten von Stolte und Hein wurde in einer räumlichen Bifurkation der stationären Querströmungswirbel nahe der Vorderkante identifiziert (siehe Abbildung 1). Der stabile Endzustand nach der Bifurkation ist eine räumlich oszillierende Strömung deren lokale Amplitude durch die Anfangsbedingungen ('receptivity') bestimmt wird. Es gibt also **keine** einheitliche Sättigungslösung stationärer Querströmungswirbel. Dieses Ergebnis wurde vor kurzem durch DNS Rechnungen von Kloker und Bonfigli verifiziert. Für die sekundäre Stabilitätsanalyse wurde zunächst die, von den Anfangsbedingungen unabhängige (räumlich instabile) Gleichgewichtslösung verwendet, da sie eine einfache Parameterstudie in Abhängigkeit von der nichtlinearen Amplitude erlaubt. Gasters Beziehung zwischen räumlicher und zeitlicher Anfachung wurde auf sekundäre Instabilitäten erweitert (siehe [1],[2]).

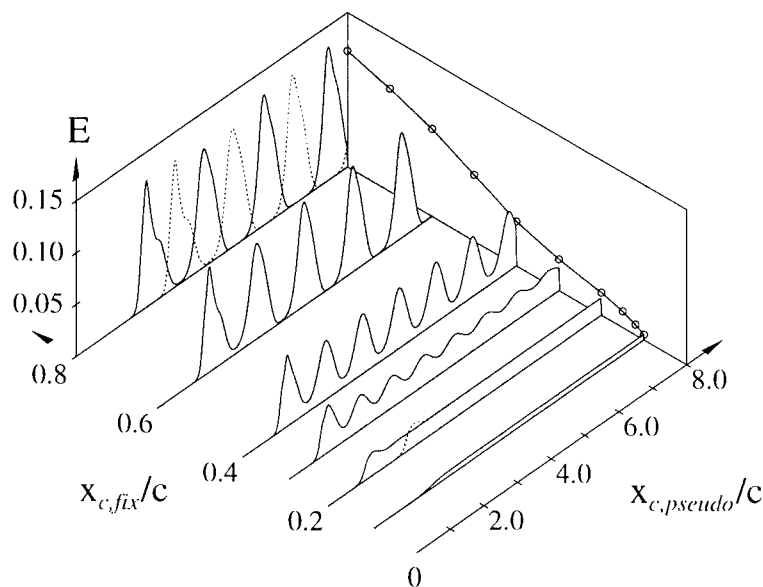


Abbildung 1: Bifurkation stationärer Querströmungswirbel bei $x_{c,fix}/c \approx 0.3$. $x_{c,fix}$ bezeichnet hier die Sehnenlänge im DLR Prinzipexperiment "Schiebende Platte" bei der die laminare Grenzschichtlösung eingefroren wird. $x_{c,pseudo}$ ist dementsprechend eine Pseudokoordinate bei paralleler Grenzschicht, wodurch der Einfluß der veränderlichen Grenzschicht eliminiert werden kann. Die Kreise markieren die Resultate der Gleichgewichtslösung. Die Störenergie E ist ein Maß für die nichtlineare Amplitude. Durch veränderte Anfangsbedingungen (punktierte Kurve bei $x_{c,fix}/c = 0.8$) ergibt sich nach Bifurkation nur eine Phasenverschiebung.

Literatur

- [1] A.Stolte, F.P.Bertolotti und W.Koch: Secondary instability and transition in three-dimensional boundary layers. Erscheint in ZAMM.
- [2] W.Koch, F.P.Bertolotti, A.Stolte und S.Hein: Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. Eingereicht beim *J. Fluid Mech.*

Weiteres Vorgehen

Die Ergebnisse der linearen sekundären Stabilitätsanalyse zeigen zwar einen großen Einfluß der durch Wendepunkte in der **spannweitigen** Geschwindigkeitsverteilung in den Querströmungswirbeln verursachten, sekundären Instabilitätsmoden, können jedoch nicht den Zusammenbruch erklären. Dies ist ein nichtlinearer Prozeß. Durch eine absolut/konvektive Stabilitätsanalyse soll jedoch versucht werden, einen Hinweis auf den selbsterhaltenden Mechanismus beim Zusammenbruch zu erhalten.

Datum: 15.02.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner

Dr. H.-P. Kreplin, Dr. J.C. Rotta

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2259

Telefax: 0551-709-2829

e-mail: hp.kreplin@dlr.de

weitere Partner

Dipl.-Ing. R. Abstiens, Aerodyn. Institut der RWTH Aachen
Prof. H.H. Fernholz, HFI der TU Berlin
DNW

Thema

Experimentelle Untersuchungen zur Struktur
turbulenter Grenzschichten

Ausgangssituation

Bei Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodellen tritt ein charakteristisches Längenmaß der Turbulenz auf, das nach Rotta als Zweipunkt-Korrelationsfunktion der Geschwindigkeitsschwankungen definiert werden kann. Über dieses Längenmaß und die einzelnen Glieder seiner Bestimmungsgleichung fehlen ausreichende experimentelle Daten.

Ziel

Beitrag zu den physikalischen Grundlagen von Turbulenzmodellen durch Messungen des Längenmaßes in einer turbulenten Plattengrenzschicht und die experimentelle Bestimmung der einzelnen Glieder der Längenmaßgleichung nach Rotta.
Bestimmung/ Überprüfung der Konstanten des Rottaschen k-kL-Turbulenzmodells durch Vergleich der aus den vorliegenden experimentellen Daten bestimmbaren Glieder der k- und kL-Gleichung mit den modellierten Termen.

Lösungsweg

In der turbulenten Grenzschicht an der Seitenwand des Turbulenzarmen Windkanals Göttingen (TUG) wurden Korrelationsmessungen mit zwei Hitzdrahtsonden durchgeführt. Dabei wurde der Abstand der Sonden normal zur Wand variiert. Durch Integration der Korrelationsfunktionen wird das Längenmaß bestimmt.
Die Messungen in Göttingen wurden ergänzt durch ähnliche Untersuchungen in der Grenzschicht an der Meßstreckenseitenwand im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW) bei deutlich größeren Reynoldszahlen. Bei der Meßkampagne im DNW im Herbst 1996 wurde parallel zu den eigenen Messungen mit X-Sonden von der Aachener Gruppe mit zwei Dreidrahtsonden gemessen.

Ergebnis

In Göttingen wurden an drei Positionen in Hauptströmungsrichtung Messungen mit jeweils zwei Hitzdrahtsonden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 20$ m/s durchgeführt. Die Impulsverlustdicken-Reynoldszahl lag dabei zwischen $Re_\delta = 4200$ und 6300 und die Grenzschichtdicke betrug 35 bis 45 mm. Es kamen Eindraht- und verschiedene Zweidrahtsonden

zum Einsatz, so daß die Zweipunktkorrelationsfunktionen für alle drei Schwankungskomponenten der Geschwindigkeit vorliegen.

Die Messungen im DNW wurden bei der Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 40$ m/s durchgeführt. In der verfügbaren Zeit konnte nur an einer Station gemessen werden. Hier war die Grenzschicht etwa 160 mm dick. Die Impulsverlustdicken-Reynoldszahl betrug $Re_\delta \approx 40\,000$. Da X-Drahtsonden verwendet wurden, können nur die Korrelationsfunktionen der Schwankungen der Hauptströmungs- und der wandnormalen Komponente bestimmt werden. Die gleichzeitig durchgeführten Messungen der Aachener Gruppe mit zwei Dreidrahtsonden liefern jedoch alle drei Geschwindigkeitskomponenten.

Aus den vorliegenden Daten wurden die Korrelationen aller drei Geschwindigkeitskomponenten und durch Integration das Längenmaß nach Rotta bestimmt. Außerdem liegen die für die Ermittlung der meßbaren Glieder der Längenmaßgleichung benötigten Korrelationen bzw. Längenmaße vor, [1]. Mehrere Konstanten des Rottaschen k-kL-Turbulenzmodells lassen sich bestimmen oder überprüfen durch Vergleich der aus den experimentellen Daten bestimmbar Glieder der k- und kL-Gleichung mit den modellierten Termen. Die Analyse der Messungen im DNW ist noch nicht abgeschlossen.

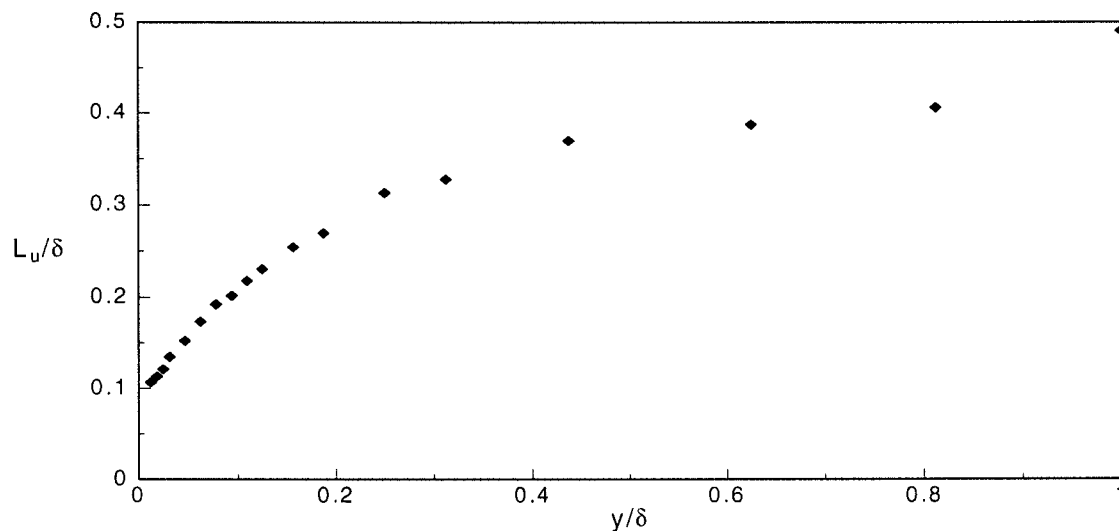


Bild 2: Verteilung der Integrallänge $L_u = \int_{-y}^{\delta-y} u(y)u(y + \Delta y)d(\Delta y)$ in der DNW-Grenzschicht;
 $U_\infty = 40$ m/s, $\delta \approx 160$ mm

Literatur

- [1] O. Mertschat Auswertung von Turbulenzmessungen in der Wandgrenzschicht des Deutsch-Niederländischen Windkanals (DNW), Studienarbeit, TU Clausthal, Inst. für Mechanik, 1998

Weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung und Analyse der vorliegenden experimentellen Daten

Mitteilung

- Fachkreis:** Physikalische Grundlagen
- Ansprechpartner:** Dr.-Ing. Michael Manhart, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich
- Institution:** Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München
- Adresse:** Boltzmannstr. 15 **Telefon:** (089) 289-161 34
85747 Garching **Telefax:** (089) 289-161 51
 michael@flm.mw.tu-muenchen.de
- Weitere Partner:** Laboratoire de Mécanique de Fluides,
Ecole centrale de Nantes
- Thema:** Direkte numerische Simulation von Grenzschichten
mit Druckgradienten und Ablösung

Ausgangssituation:

Die Berechnung von abgelösten turbulenten Strömungen stellt bisher alle Simulationsverfahren vor große Schwierigkeiten, wenn die Ablösung nicht durch scharfe Kanten der Geometrie vorherbestimmt ist. Die Methode der "direkten numerischen Simulation" (DNS) kann in diesem Fall vertrauenswürdige Ergebnisse liefern, sofern die Gitterauflösung ausreichend ist. Das erfordert leider eine derart hohe Anzahl von Gitterpunkten, daß bis heute nur eine DNS einer abgelösten turbulenten Grenzschicht bei einer sehr niedrigen Reynoldszahl veröffentlicht wurde (Na und Moin [4]).

Ziel:

Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, eine abgelöste turbulente Grenzschicht bei moderater Reynoldszahl (Experiment von Kalter und Fernholz [1]) direkt zu simulieren. Dabei soll durch die Verwendung von lokaler Gitterverfeinerung die Anzahl der benötigten Gitterpunkte reduziert werden.

Lösungsweg:

Die Methode der lokalen Gitterverfeinerung wurde in einen Finite-Volumen-Code für DNS und LES implementiert. Die Diskretisierung auf einem kartesischen, nicht-äquidistanten versetzten Gitter ist von zweiter Ordnung genau (zentrale Differenzen). Die Zeitintegration erfolgt durch einen expliziten Zeitschritt zweiter Ordnung ("leap-frog"). Die Poissongleichung für den Druck wird durch ein Multigrid-Verfahren mit simultaner Druck-Geschwindigkeitskopplung als Glätter gelöst. Die lokal verfeinerten Gitter sind mit den globalen Gittern voll gekoppelt, d.h. Druck- und Geschwindigkeitsinformationen werden in beide Richtung ausgetauscht. An der Gittergrenze wird eine Neumann-Randbedingung für den Feingitter-Korrekturdruck verwendet, was auf eine Dirichlet-Randbedingung für die Feingittergeschwindigkeiten an der Gittergrenze führt. Diese Randwerte werden aus dem globalen Grobgitter durch eine konservative Interpolation erster Ordnung beschafft (Manhart [3]).

Ergebnis:

Die Methode der lokalen Gitterverfeinerung wurde im Fall einer Grenzschicht ohne Druckgradient ($Re_\theta \approx 670$) getestet. Die Ergebnisse zeigen für diesen Fall eine Reduktion des numerischen Aufwandes um ca. den Faktor 3 durch die Verwendung eines lokalen Gitters im Vergleich zu einem global verfeinerten Gitter. Dabei bleibt die Genauigkeit der Lösung im wesentlichen erhalten (Manhart [2]).

Eine erste Berechnung der abgelösten turbulenten Grenzschicht nach dem Experiment von Kalter und Fernholz [1] (mit verringerter Reynoldszahl) wurde mit $45 \cdot 10^6$ Gitterpunkten durchgeführt. Dabei wurde das Gitter an der Wand lokal verfeinert. Obwohl die resultierende Auflösung dabei noch sehr grob ist, reicht sie aus, um erste Eindrücke über das globale Verhalten der Strömung zu bekommen. Als ein Beispiel wird in Abbildung 1 für einen Zeitpunkt die augenblickliche Begrenzung des Rückströmgebietes gezeigt (Isooberfläche $u = 0.0$).

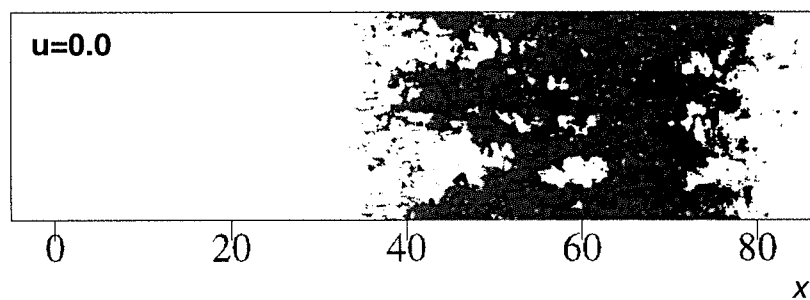


Abbildung 1: Isooberfläche $u = 0.0$ (augenblickliche Begrenzung des Rückströmgebietes). Blick von oben, Strömung kommt von links.

Literatur:

- [1] M. Kalter and H.H. Fernholz. The influence of free-stream turbulence on an axisymmetric turbulent boundary layer in, and relaxing from, an adverse pressure gradient. In 5. *European turbulence conference, Siena 1994*, 1994.
- [2] M. Manhart. Direct numerical simulation of turbulent boundary layers on high performance computers. In E. Krause and W. Jaeger, eds., *High performance Computing in Science and Engineering 1998*. Springer Verlag, 1998.
- [3] M. Manhart. Zonal direct numerical simulation of turbulent plane channel flow. In R. Friedrich and P. Bontoux, editors, *Computation and visualization of three-dimensional vortical and turbulent flows.*, Band 64 *Notes on Numerical Fluid Mechanics*. Vieweg Verlag, 1998.
- [4] Y. Na and P. Moin. Direct numerical simulation of a separated turbulent boundary layer. *J. Fluid Mech.*, 370:175–201, 1998.

Weiteres Vorgehen:

Es ist eine Simulation mit feinerer Auflösung geplant. Die damit erzeugte Datenbasis soll zur Weiterentwicklung von Turbulenzmodellen dienen.

Datum:

22.02.1999

Mitteilung

- Fachkreis:** Numerische Strömungssimulation: Transitionspunktbestimmung und algebraische Turbulenzmodellierung
- Ansprechpartner:** Dipl.-Ing. J.Reimann, Dipl.-Ing. U.Meerwald,
Prof. Dr.-Ing. habil. C. Tropea
- Institution:** Fachgebiet Strömungslehre & Aerodynamik, Technische Universität Darmstadt
- Adresse:** Petersenstr. 30, 64287 Darmstadt, **Telefon:** 06151-16 6553
Telefax: 06151-16 4754
ulf@sla.tu-darmstadt.de; ctropea@sla.tu-darmstadt.de
- weitere Partner:** Dr.-Ing. H. Stock, DLR Braunschweig
- Thema:** Algebraische Turbulenzmodelle und Transitionsbestimmung für das Projekt MEGAFLOW
- Ausgangssituation:** Im Strömungssolver FLOWer des Projektes MEGAFLOW waren als Nullgleichungsmodelle nur Baldwin-Lomax und eine Degani-Schiff-Modifikation vorhanden. Dieses Modell war auf 2D-Probleme ausgelegt und nur geringfügig auf 3D erweitert. Die Transitionspunkte wurden von Hand vorgegeben. Im laminaren Bereich wird ohne Turbulenzmodell gerechnet.
- Ziel:** Die algebraischen Modelle mit weiteren Modellen erweitern und die algebraische Turbulenzmodellierung in eine 3D-taugliche Form bringen. Dadurch die aufwendigen und genaueren Ein- und Zweigleichungsmodelle in FLOWer ergänzen. Weiterhin soll eine Kopplung eines Transitionsverfahrens mit dem Strömungssolvers für 2D erfolgen. Dabei ist die Tollminen-Schlichting-Instabilität zu betrachten.
- Lösungsweg:** Dem algebraischen Modell von Baldwin-Lomax wurde das Modell von Cebeci-Smith hinzugefügt. Zudem erweiterten die Granville-Modifikation und die Goldberg-Modifikation für beide Modelle die Turbulenzmodelle, die durch eigene Modifikationen abgerundet wurden.
- Die Turbulenzmodellierung verläuft durch das strukturierte Netz entlang der senkrecht zur Wand laufenden Gitterlinien ($j=\text{const.}$). Die Blöcke werden an ihren Blockgrenzen kontrolliert. Bei (non-slip-) Wänden oder als Nachlauf (wake) definierten Blockgrenzen wird die Berechnung der Turbulenz gestartet. Beim Nachlauf wird der wandinnere Teil der Turbulenzmodellierung (μ_{ti}) nicht berechnet, statt dessen gilt der äußere Teil der Modelle (μ_{to}) im gesamten Bereich. Bei mehreren Wänden im Strömungsfeld müssen die unterschiedlichen Wandabstände berücksichtigt werden. Dies wird mit einem globalen Feld bewerkstelligt, das für alle Punkte in allen Blöcken die turbulente Scheinviskosität μ_t und den Wandabstand ds speichert. Das Feld wird vor dem Loop über die Blockseiten gelöscht. Das Feld wird dann durch die spaltenweise Berechnung der Scheinviskosität beschrieben. Wenn schon ein Wert existiert, wird mit dem neuen ds_N und alten ds_A Wandabstand die alte Scheinviskosität μ_{tA} mit der neuen μ_{tN} gewichtet: $\mu_{tA} = \frac{\mu_{tN} * ds_A + \mu_{tA} * ds_N}{ds_A + ds_N}$. Der gespeicherte Wandabstand verändert sich somit zu: $ds_A = \frac{ds_A * ds_N}{ds_A + ds_N}$. Wenn alle Blockseiten der Blöcke durchlaufen sind, werden die Scheinviskositäten zurückgeschrieben und das globale Feld wieder freigegeben.
- Es wurden div. Verfahren für die Transitionserkennung getestet. Nach der Festlegung auf die Datenbasismethode von Stock wurde nach einem optimalen Kopplungsmechanismus mit FLOWer gesucht.

Ergebnis: Die algebraischen Turbulenzmodelle sind in der Literatur oft beschrieben und verglichen worden. Daher wird hierauf nicht weiter eingegangen. Die Gewichtung der Wandabstände funktioniert wie zu erwarten gut. Durch Berechnung der Scheinviskositäten vor jedem Runge-Kutta-Schritt für alle Blöcke wird nicht mehr Speicher allokiert und die Rechenzeit nicht spürbar vergrößert.

Bei der Transitionspunktbestimmung gilt die e^N -Methode als die genaueste Lösung, die aber numerisch aufwendig ist, und hohe Anforderungen an die Qualität der Auflösung der Grenzschicht stellt. Als Alternative bot sich die Datenbasismethode von Stock an, die mit Hilfe einer Datenbank eine e^N -Methode emuliert. Vergleiche dieser Methode mit verfügbaren e^N -Methoden (COAST oder SALLY) sind in der Literatur [2./3.] erwähnt. Allerdings benötigt auch dieses Verfahren eine hohe Qualität der Grenzschichtdaten. Die dafür erforderliche Mindestzahl der Gitternetzpunkte in der Grenzschicht liegt bei über 80 Punkten, eine Grenzschichtadaption ist notwendig. Da dies für die industrielle Anwendung nicht akzeptabel ist, wird ein Grenzschichtverfahren zwischengeschaltet, das die Grenzschichtdaten aus der Druckverteilung auf dem Profil ermittelt und für die Transitionsbestimmung herauschreibt. Es wurden Grenzschichtverfahren von Drela und von Stock verwendet, wobei das Verfahren von Drela numerische Ungenauigkeiten der FLOWer-Ergebnisse besser abfängt. Das Stabilitätsverfahren von Drela ist ebenfalls stabiler [1.]. Die Berechnung einer 2D-Strömung verläuft mit der Transitionsbestimmung in mehreren Schleifen: Der Transitionspunkt wird gesetzt, der Strömungssolver FLOWer iteriert bis zum Unterschreiten einer Konvergenzschranke oder n Iterationen. Mit dem Ergebnis aus FLOWer wird der Staupunkt ermittelt und die obere und untere Profilseite vom Staupunkt aus dem Grenzschichtverfahren übergeben. Dieses gibt die neu berechneten Grenzschichtdaten dem Stabilitätsverfahren für beide Profilseiten weiter. Die neu berechneten Transitionspunkte werden für FLOWer gesetzt und FLOWer neu gestartet. Dieser Iterationsschleife muß nur 3-6x durchlaufen werden, bis der Transitionspunkt stabil und die Rechnung auskonvergiert ist. Für den Startwert des Transitionspunktes gibt es keine Einschränkungen. Er kann sowohl an der Flügelspitze, als auch an der Flügelhinterkante gesetzt werden. Letzteres kann ggf. die Strömung nicht im hinreichenden Maß konvergieren lassen. Die Fehler durch die Druckverteilung einer turbulenten zur laminaren Grenzschicht haben sich bei den Versuchen als vernachlässigbar herausgestellt. Die Berechnung der Transitionslage kostet ungefähr die Rechendauer eines Iterationsschrittes im jeweiligen Netz. Allerdings ist hier nicht die Zeit des Einlesens und Herausschreibens der Daten berücksichtigt.

- Literatur:**
1. Reimann, J. (1998): *Das Grenzschichtverfahren Drela und Giles als Element einer Kopplungsstruktur zwischen Navier-Stokes-Verfahren und linearer Stabilitätsanalyse*. Bericht A 199/98, FB SLA, Technische Universität Darmstadt
 2. Stock, Dr. H.W.: *The stability and amplification rates of two-dimensional, incompressible laminar boundary layers with suction* ZFW 14(1990), p 263-272
 3. Stock, Dr. H.W.; Haase, W.: *Some Aspects of linear Stability Calculations in Industrial Applications* Transitionl Boundary Layers in Aeronautics (R.A.W.M), p 225-238

weiteres Vorgehen: Das Projekt ist weitgehend abgeschlossen. Es folgen noch einige Berechnungen und ein Abschlußbericht.

Datum: 08.03.1999

Mitteilung

Fachkreis: „Physikalische Grundlagen“

- ☐ Laminar-Turbulente Transition
- ☐ Instationäre Strömungen
- ☐ Turbulenz

Projektgruppe / Anwendungsbereich: Meßtechnik

Ansprechpartner: Dr. rer. nat. B. Sammler, Prof. Dr.-Ing. H. E. Fiedler

Institution: TU Berlin, Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Sekr. HF 1, Straße des 17. Juni 135, D-10623 Berlin
Tel.: (030) 314 24665, Fax: (030) 314 21101

Weitere Partner: Dr.-Ing. R. Eschenhagen, DLR Berlin-Charlottenburg

Thema:

POD-Analyse von Hitzdraht-Array-Messungen hinter einer Stufe

Ausgangssituation:

Die Untersuchung von Rezirkulationsgebieten mit Normalsonden-Arrays erfordert eine vorzeichenrichtige Bewertung der Einzelsignale. Bislang existiert keine Methode, die eine numerische Auswertung (s. Sokolov & Ginat, 1992) derartiger Messungen gestattet.

Ziel:

Das Ziel besteht darin, momentane vorzeichenrichtige Profile in Hauptgeschwindigkeitsrichtung bei hohen Abtastraten zu ermitteln, und damit eine Strukturanalyse durch Proper Orthogonal Decomposition (POD) zu ermöglichen.

Lösungsweg:

Zwei zueinander in Strömungsrichtung positionierbare Sondenrechen nehmen turbulente Strömungsstrukturen zeitlich nacheinander wahr. Damit gestattet das normierte Korrelationsmaximum aus Signalen beider Rechen die Bestimmung der Anströmrichtung.

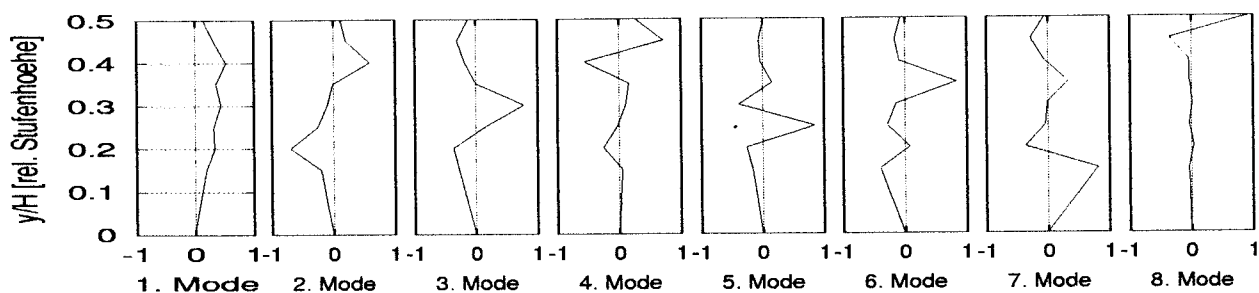
Die erfolgreiche Anwendung der Methode bedeutet eine Erweiterung des Einsatzgebietes der Thermoanemometrie, da bisher davon ausgegangen wurde, daß Signale von Hitzdrahtsonden nur innerhalb eines geometrischen Eindeutigkeitsfensters unzweideutig ausgewertet werden können.

AG STAB

Ergebnis:

Die Anwendung üblicher statistischer Auswertungen ergab plausible Ergebnisse mit der Einschränkung, daß im Mittel keine schwach negativen Komponenten auftraten, wie dies anhand von Visualisierungen für den wandnahen Nachlaufbereich deutlich wurde.

Da die Fluktuationen im Vergleich zu den Mittelwerten relativ hoch ausfielen, wurde die POD-Analyse auf die Geschwindigkeitsschwankungen angewendet. Dadurch, daß gleichzeitig für 8 Raumpunkte Geschwindigkeitsinformationen vorliegen sind maximal 8 "Profil-Moden" ausfindig zu machen, nach denen jedes Momentangeschwindigkeitsprofil entwickelt werden kann. Die zeitabhängigen Entwicklungskoeffizienten (Eigenflows) erhält man durch Bildung der Skalarprodukte aus den Momentanprofilwerten mit den Moden (8-komponentige zueinander orthogonale Vektoren). Die Quadratsumme aus den Eigenflowkoeffizienten ist ein Maß für den Energieanteil der betreffenden Mode. Im folgenden Bild sind die 8 Moden für den wandnahen Bereich im Abstand von $2H$ hinter einer Stufe dargestellt.



Es ergab sich, daß die 1.Mode bereits 40% der Energie trägt und im wesentlichen als kompakte Strukturschwankung interpretiert werden kann. Die 2.Mode enthält 23% und stellt näherungsweise eine Drehfluktuation dar. Die Eigenflowverläufe dieser beiden Hauptmoden über der Zeit sind in einer Weise gegenkorreliert, die Wirbelablösungen unwahrscheinlich erscheinen läßt. Für die Reattachment-Zone ($7H$) ergaben sich Strukturen geringerer Skalierung, wobei die beiden Hauptmoden 62% der Energie trugen. Die Eigenflows zeigten für diesen Bereich typische niederfrequente Oszillationen.

Literatur:

Sammler, B., Eschenhagen, R., Fiedler, H.E., 1997, "Zur Anwendung eines Hitzdrahtarrays auf Strömungen mit Richtungsumkehr," 4. Seminar Strömungssensorik an der Universität Rostock.
Sokolov, M., Ginat, Z., 1992, "The ladder probe: reverse flow measurements with a hot-wire rake," *Experiments in Fluids*, 12, S. 307–318.

Weiteres Vorgehen:

Es erscheint fraglich, ob Bemühungen zur Verbesserung des Auswertungsalgorithmus die Fehler in den Mittelwerten abschwächen können, da eine ausgeprägte dreidimensionale Turbulenz vorlag. Die weitere Anwendung der Methode sollte sich auf eher ebene Strömungen beziehen.

Datum: 27.02.99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen – Turbulenz

Ansprechpartner: Dr. Claus Wagner, Dr. Uwe Dallmann

weitere Partner: Holger Frahnert, Bao Feng, Markus Rütten

Institution: DLR – Institut für Strömungsmechanik
Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
Telefon / Telefax: (0551) 709 2261 / (0551) 709 2404
e-mail: Claus.Wagner@dlr.de

Thema: Numerische Simulation turbulenter, abgelöster Strömungen

Ausgangssituation:

Die numerischen Simulationen praxisrelevanter turbulenter Strömungen basieren auf dem Einsatz von Turbulenzmodellen zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen. Qualitativ zuverlässige Vorhersagen sind damit lediglich für einfache turbulente Scherströmungen möglich. Zur Weiterentwicklung dieser Turbulenzmodelle und Validierung der dafür getroffenen Annahmen werden Daten aus Direkten Numerischen Simulationen (DNS) benötigt. Die meisten derartigen Daten-Basen existieren für turbulente Strömungen bei niedriger Reynolds-Zahl und für vergleichsweise einfachen Konfigurationen, wie z.B. dem geraden Kanal bzw. Rohr oder der ebenen Platte etc.. Ein erster Schritt hin zur DNS in komplexeren Rechengebieten wurde in Wagner (1996) mit der Berechnung der turbulenten Strömung in einer plötzlichen Rohrerweiterung vollzogen. Der Übergang auf Rechenräume mit beliebig gekrümmten Rändern gestaltet sich ungleich schwieriger. Die hierfür entwickelten numerischen Verfahren verwenden krummlinige Gitter. Sie sind aufgrund immenser Rechenzeit- und Speicheranforderungen für die DNS nur begrenzt einsatzfähig. Mit dem Ziel die DNS auch für turbulente Strömungen in komplexen Geometrien zugänglich zu machen, wurde in Wagner (1998) ein Verfahren zur Modellierung von gekrümmten Rändern in kartesischen Gittern entwickelt. Diese Vorgehensweise ermöglicht den Einsatz eines schnellen direkten Poisson-Lösers. Es existiert damit ein effizienter Navier-Stokes Löser, mit dem die DNS der turbulenten Strömung in einer allmählichen Kanalerweiterung durchgeführt wurde.

Ziel:

Das in Wagner (1998) für den Fall einer allmählichen Kanalerweiterung erfolgreich eingesetzte DNS-Verfahren soll zunächst an die Erfordernisse einer transitionell-turbulenten abgelösten Strömung entlang einer allmählich zurückweichenden Platte und langfristig an die Gegebenheiten von Ausströmungen, wie z.B. der Tragflügelumströmung, angepasst werden. Durch Auswertung von DNS-Daten abgelöster turbulenter Strömungen hinsichtlich ihrer topologischen Struktureigenschaften sollen Erkenntnisse gewonnen werden, die dann in die Entwicklung von strukturorientierten Turbulenzmodellen einfließen werden.

Lösungsweg:

Die Vorteile des vorhandenen DNS-Verfahrens basieren auf der Verwendung von versetzten, kartesischen Gittern. Sie ermöglichen beispielsweise den Einsatz eines schnellen elliptischen Lösers zur Berechnung der 3D Poisson Gleichung.

Angepasst, an das am DLR durchgeführte Experiment zur Untersuchung der transitionell-turbulenten Ablöseblase an der allmählich zurückweichenden Platte, wird ein kartesisches Gitter erzeugt, welches, nach Ausblockung bestimmter Gitterzellen, die gewünschte Kontour in erster Näherung wiedergibt. Die Poisson-Lösung wird auf diesen irregulären Rechenebenen mit Hilfe eines zyklischen Reduktionsalgorithmus und der Einfluss-Matrix-Technik berechnet. Interpolationen höherer Ordnung ermöglichen eine entsprechend genaue Modellierung der gekrümmten Ränder. Innerhalb des Rechengebietes soll durch Anwendung der Richardson Extrapolation eine von 4. Ordnung genau räumliche Diskretisie-

rung realisiert werden. Das DNS-Verfahren ermöglicht derzeit eine Gitterverfeinerung in wandnormaler Richtung. Um die Gitterverfeinerung auch in Strömungsrichtung anwenden zu können, muss der bisher verwendete zyklische Reduktionsalgorithmus von Schumann and Sweet durch einen Schwarztrauber-Algorithmus ersetzt werden.

Durch die geplante Parallelisierung des Simulationsverfahrens für Parallel-Vektorrechner mit bis zu $2GFlops$ pro CPU-sec und Prozessor sollen Simulation turbulenter Strömungen im mittleren bis höheren Reynoldszahlbereich auf Gittern mit bis zu $2 \cdot 10^9$ Maschen ermöglicht werden.

Ergebnis:

Neben Simulationen im laminaren Reynoldszahlbereich wurden die direkten numerischen Simulationen der turbulenten Kanalströmung und der turbulenten Strömung durch eine allmähliche Kanalerweiterung bei einer niedrigen Reynoldszahl $Re_b = 5600$ (gebildet mit der mittleren Geschwindigkeit u_b und der Kanalhöhe) durchgeführt.

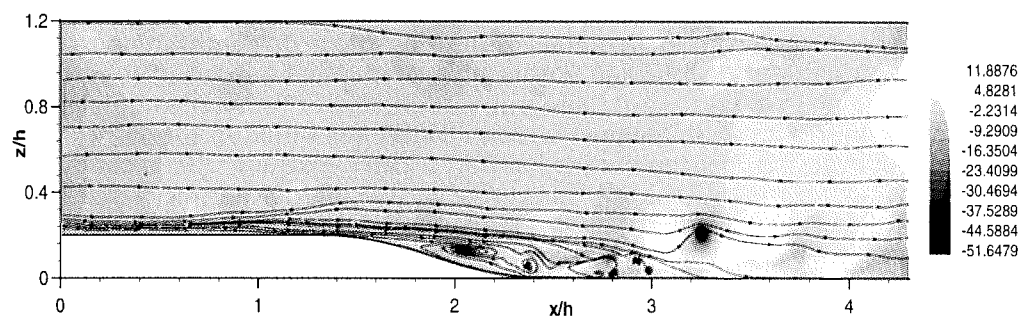


Abbildung 1: Die Abbildung zeigt Stromlinien eines instationären Geschwindigkeitsfeldes und Höhenlinien des mittleren Druckfeldes, die mit einer Direkten Numerischen Simulation der turbulenten Strömung in einer allmählichen Kanalerweiterung berechnet wurden. Die Reynoldszahl gebildet mit der mittleren Durchflussgeschwindigkeit und der Kanalhöhe stromauf beträgt $Re_b = 5600$. Die Stromlinien zeigen einen stationären Wirbel stromab des Ablösepunktes, während ausgeprägte Minima im mittleren Druckfeld innerhalb der freien Scherschicht auf stromab konvektierende Wirbel hinweisen.

Literatur:

Wagner, C.: (1996) Direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen in einer Rohrerweiterung, Dissertation, VDI-Verlag, Fortschrittsberichte, Reihe 7, Nr. 283.

Wagner, C.: (1998) A Direct Navier-Stokes solver for turbulent flows over round steps, erscheint in Notes on Numerical Fluid Mechanics, Contributions to the 11th AG STAB/DGLR Symposium, Vieweg Verlag.

Weiteres Vorgehen:

In das DNS-Verfahren wird eine, von 4. Ordnung genaue, räumliche Diskretisierungsmethode implementiert. Demfolgend soll eine DNS der Strömungen über die runde Stufe (Prinzipexperiment) durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Christian Bartels / Dr.-Ing. Michael Breuer	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen (LSTM)	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-243 Telefax: 09131/761-242 e-mail: bartels@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	NEC ESS (NEC Deutschland GmbH)	
Thema	Anwendung von skalierbaren Shared-Memory-Höchstleistungsparallelrechnern für Strömungssimulationen	
Ausgangssituation	Die numerische Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen ist seit vielen Jahrzehnten Gegenstand intensiver Forschung. Der gegenwärtige Stand der Technik erlaubt es, routinemäßig dreidimensionale Strömungsprobleme in komplexen Geometrien zu lösen. Die Qualität der Lösung wird dabei ingenieurtechnischen Anforderungen gerecht. Gewisse Probleme können jedoch trotz der Fortschritte in der Verfahrensentwicklung und Rechnertechnik nicht genau genug oder überhaupt nicht gelöst werden. Insbesondere die Turbulenzmodellierung in komplexen Geometrien und im turbulenten Nachlauf von Körpern mit stumpfer Hinterkante ist ein ungelöstes Problem.	
Ziel	Ziel dieses Forschungsvorhabens ist es, das bereits existierende Programm FASTEST-3D so zu erweitern, daß die obengenannten Probleme gelöst werden können. Um dieses Ziel zu erreichen, wird das Programm einerseits an die Architektur von aktuellen Höchstleistungsrechnern vom Typ der Shared-Memory-Vektorparallelrechner (z.B. NEC SX-4) angepaßt. Andererseits wird in das Programm die sogenannte Kombinationstechnik implementiert. Durch Verwendung der Kombinationstechnik erscheint eine Reduktion der Hauptspeicheranforderung sowie eine entsprechende Verminderung der Gesamtrechenzeit um mehr als 50 Prozent möglich [1].	
Lösungsweg	Am LSTM ist das Programm FASTEST-3D für die Berechnung inkompressibler, turbulenter Strömungen mit Wärmeübergang entwickelt worden. Es löst die dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen mit Hilfe eines Finite-Volumen-Verfahrens auf einem nichtversetzten, zellzentrierten Gitter. Das Verfahren verwendet den SIMPLE-Algorithmus für die Druck-Geschwindigkeits-Kopplung. Zur Beschleunigung des iterativen Lösungsprozesses kann ein FAS-Multigrid-Verfahren verwendet werden. Komplexe Geometrien sind durch ein blockstrukturiertes Gitter darstellbar. Das Programmpaket war bereits für Seriell- und Parallelrechner auf der Basis von RISC-Prozessoren optimiert. Für die Kommunikation der einzelnen Prozessoren wurde ein Message-Passing Konzept verwendet. Eine weitere Leistungssteigerung sollte durch Anpassung des Programms an Shared-Memory-Vektorparallelrechner erreicht werden. Dies umfaßte die Vektorisierung und Shared-Memory Parallelisierung. Für die Vektorisierung wurden folgende Techniken verwendet: Zusammenfassen von geschachtelten Schleifen, Inlining von in Schleifen aufgerufenen Unterroutinen, Entfernen von if-Bedingungen aus Schleifenrumpfen, Änderung des Memory-Layouts	

AG STAB

(Umstellung von indirekter auf direkte Adressierung mit „stride-1“), Einfügen von Compilerdirektiven vor nicht rekursiven Schleifen.

Die Shared-Memory Parallelisierung wurde in den rechenintensiven Routinen mit Hilfe von Direktiven durchgeführt, um unnötige Synchronisationsschranken zu vermeiden. Bei allen übrigen Programmteilen wurde der autoparallelisierende Compiler benutzt. Mit Ausnahme des Gleichungslösers wurde eine Parallelisierung der innersten Schleife verwendet.

Zur Reduktion des Speicherplatz- und Rechenzeitbedarfs soll außerdem die Kombinationstechnik verwendet werden. Es handelt sich um eine Variante der multivariaten Extrapolationsmethoden mit dem Ziel, eine optimale Verteilung der Kollokationspunkte im Rechengbiet zu erreichen. Die Kombinationstechnik wird hier implementiert, indem die Lösungen auf den vergrößerten Einzelgitter mit FASTEST-3D berechnet und dann in einem externen Kombinerer zur Kombinationslösung vereinigt werden.

Ergebnis

Die Leistungsmessungen mit der vektorisierten und Shared-Memory parallelierten Version von FASTEST-3D für ein Problem mit 8 Blöcken und 1 003 520 Kontrollvolumina ergaben auf der NEC SX-4 (2 GFlops Peak-Performance) die folgenden Floating-Point-Leistungen:

Anz. Proz.	Load-bal. Eff.	MFlops	El. Zeit/100 It.	Speed-up	Totale Eff.
1	100.0 %	932	415 s	1.00	100.0 %
2	99.5 %	1768	436 s	1.86	93.4 %
4	98.0 %	3340	462 s	3.59	89.7 %
8	98.0 %	5729	551 s	6.00	75.0 %
16	98.0 %	6476	999 s	6.23(?)	38.9 % (?)

Tab. 1: FASTEST-3D auf der NEC SX-4 (MPI-Parallelisierung).

Anz. Tasks	Load-bal. Eff.	MFlops	El. Zeit/100 It.	Speed-up	Totale Eff.
1	100.0 %	932	415 s	1.00	100.0 %
2	93.8 %	1636	465 s	1.77	88.5 %
4	93.3 %	2780	546 s	3.02	75.3 %
8	82.4 %	4514	685 s	4.77	59.6 %
16	65.3 %	(5920)	(1033 s)	(6.20)	(38.8 %)

Tab. 2: FASTEST-3D auf der NEC SX-4 (Shared-Memory Parallelisierung).

Mit der neuen Programmversion werden derzeit Untersuchungen zur Newton-/Reynolds-Zahl-Abhängigkeit in Rührern mit einer Rushton-Turbine als Rührelement durchgeführt. Diese Untersuchungen dienen dem Nachweis der Eignung der aktuellen Programmversion für praktisch relevante Fragestellungen.

Literatur

- [1] M. Griebel, W. Huber und C. Zenger: *Turbulence Simulation on Sparse Grids using the Combination Method*. In (Ed. E.H. Hirschel): Flow Simulation with High Performance Computers. Serie: Notes on Num. Fluid Mech., Bd. 52, S. 34-47, Vieweg Verlag, Braunschweig, 1996.

Weiteres Vorgehen

Derzeit laufen die Arbeiten zur Implementierung der Kombinationstechnik in FASTEST-3D. Zunächst soll die Schnittstelle zum externen Kombinerer fertiggestellt werden und dann Versuche mit einem bereits bestehenden Kombinerer durchgeführt werden. Insbesondere soll hierbei die Eigenschaften verschiedener Interpolationsschemata untersucht werden.

Datum:

01.04.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	
Ansprechpartner:	Dipl.-Phys. J. Bernsdorf	
Institution:	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse:	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761 273 Telefax: 09131/761 242 e-mail: joerg@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner:	INVENT Computing GmbH, Erlangen NEC Europe Ltd., C&C Research Laboratories, St. Augustin Lehrstuhl TC 1 (Prof. Emig), Uni Erlangen HAPEG GmbH, Hattingen	
Thema:	Numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien.	
Ausgangssituation:	Die numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien spielt eine entscheidende Rolle bei der Optimierung von Katalysatoren in der Reaktionstechnik. Detaillierte Kenntnisse des Strömungsverlaufes im Inneren der durchströmten Geometrie sind erforderlich, um ein genaueres Verständnis der Transportvorgänge in Bezug auf die Reaktionsprodukte und -Edukte und damit auf die Reaktionsverläufe in der heterogenen Katalyse zu erhalten.	
Ziel:	Der am LSTM entwickelte Lattice Boltzmann Automat BEST [1] soll um geeignete Module zur Simulation von multispezies-Diffusion und chemischen Reaktionen erweitert werden. Zur Simulation der Durchströmung dreidimensionaler realer poröser Geometrien soll die Erzeugung der Geometrieinformation in Form von Voxel-Daten mittels 3-D Computertomographie (3D-CT) realisiert werden.	
Lösungsweg:	Der bestehenden Lattice Boltzmann Code soll um Komponenten zur Simulation von multispezies-Diffusion und chemischen Reaktionen erweitert werden. Das zugrundeliegende Strömungsfeld wird hierbei durch eine in Ort und Impuls diskretisierte Variante der Boltzmann-Gleichung mit einem BGK-Relaxations-Operator berechnet. Der Stofftransport erfolgt durch Lösen der Diffusionsgleichung mittels finiter Differenzen. Zur Reaktionsmodellierung wurde eine reduzierte ein-Schritt-Kinetik implementiert, die lokal aus den Konzentrationen der Produkte und Edukte sowie einer vorgegebenen Reaktionskonstante die Orts- und Zeitabhängigen Umsatzraten berechnet. Zur Konvertierung der mittels 3D-CT generierten Datensätze in Voxel-Dateien wurde entsprechende Preprocessing-Software erstellt.	

AG STAB

Ergebnis:

Die Kombination von 3 D CT zur Digitalisierung der Geometrie und BEST zur Berechnung der Strömung konnte am Beispiel einer porösen SiC - Struktur demonstriert werden.

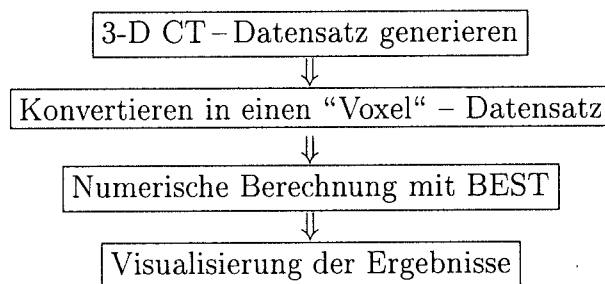


Abbildung 1: Schematische Darstellung der Arbeitsschritte von der 3 D CT zur Simulation mit LBA.

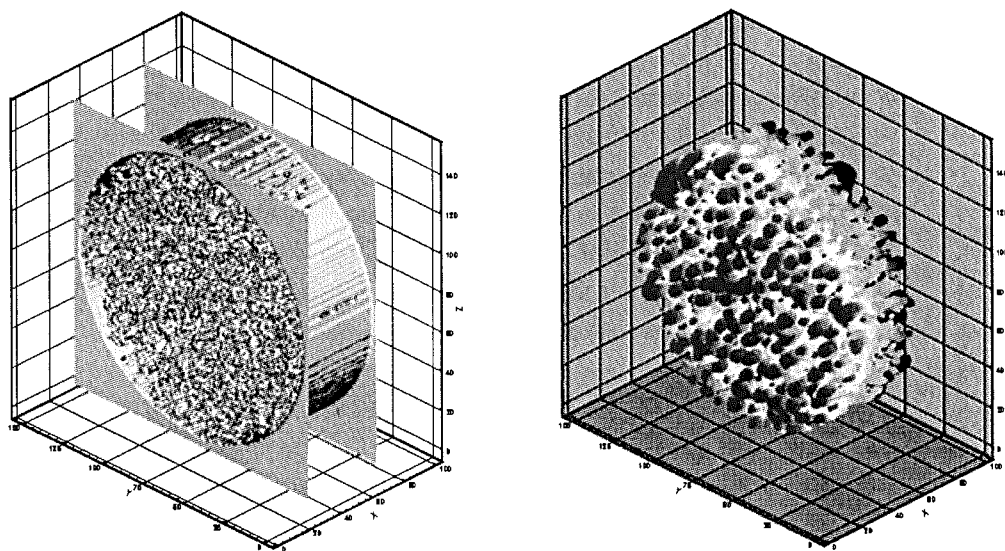


Abbildung 2: Visualisierung der Geometrie-Voxeldaten (links) und Isotachen der Strömung, eingefärbt mit dem Druck (rechts).

Literatur

[1] J. Bernsdorf, F. Durst and M. Schäfer, *Int.J.Numer.Meth.Fluids* **29**: 251-264 (1999).

Weiteres Vorgehen

Die in BEST implementierten Module zur Simulation von Diffusion und Reaktion sollen im Vergleich mit analytisch lösbaren Problemstellungen validiert werden. In einem nächsten Schritt soll die Strömung durch eine noch anzufertigende 3 D-CT eines Teilstücks eines Schüttgutkatalysators simuliert werden. Den Abschluß bildet die quantitative Untersuchung des Einflusses lokaler Inhomogenitäten der Geometrie des Reaktors auf die Umsatzraten.

Datum:

01.04.1999

AG STAB

Mitteilung

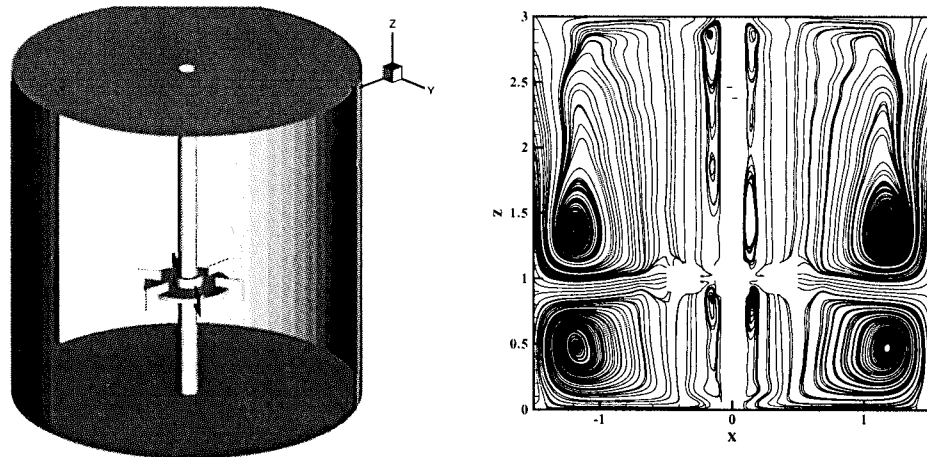
Projektgruppe	Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Michael Breuer	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen (LSTM)	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-246 Telefax: 09131/761-242 e-mail: breuer@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	NEC ESS (NEC Deutschland GmbH)	
Thema	Large-Eddy-Simulation für turbulente praxisrelevante Strömungen, hier: Rührwerksströmungen	
Ausgangssituation	Viele turbulente Strömungen der Praxis sind äußerst komplex und einer Beschreibung mit Hilfe statistischer Turbulenzmodelle nur schwer oder gar nicht zugänglich. International betrachtet ist deshalb in den letzten Jahren ein enorm gestiegenes Interesse an der Methode der Large-Eddy-Simulation zu verzeichnen, bei der die turbulente Grobstruktur (großskalige Wirbel) numerisch aufgelöst und nur die Feinstruktur (kleine Wirbel) modelliert wird. Durch verbesserte numerische Verfahren, neue und ausgereifere Feinstruktur-Modelle sowie nicht zuletzt durch gestiegene Rechnerleistungen ist man heute in der Lage, komplexe turbulente Strömungsprobleme von ingenieurwissenschaftlichem Interesse (z.B. Rührwerksströmungen) mit der Methode der LES anzugehen.	
Ziel	Gegenstand dieses Forschungsvorhabens ist die Weiterentwicklung eines existierenden LES-Programms (<i>LES OCC</i>) mit dem Ziel, turbulente Strömungsprobleme von industriellem Interesse berechnen zu können. Nach einer ausgiebigen Validierungsphase [1-4] sollen nun praxisrelevantere Probleme simuliert werden, wie z.B. die turbulente Strömung in Rührwerken. Bisher wurden diese Strömungen fast ausschließlich mit Hilfe von RANS-Modellen ($k - \varepsilon$ -Modellen) berechnet [5]. Aufgrund des inhärent instationären Charakters der Strömung sowie der komplexen Strömungsphänomene an den Blättern des Rührelements (Ablösung, Transition und Wiederaanlegen der Strömung) ist die LES-Technik für dieses Problem besonders gut geeignet. Zudem liegen die in der Praxis vorkommenden Reynolds-Zahlen in Bereichen, die zuverlässige LES-Rechnungen zulassen.	
Lösungsweg	Der LES-Code <i>LES OCC</i> (= Large Eddy Simulation On Curvilinear Coordinates) wurde zur Berechnung komplexer turbulenter Strömungen entwickelt [1-4]. Mit einem 3D-Finite-Volumen-Verfahren in allgemeinen, krummlinigen Koordinaten werden die instationären, gefilterten Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Dabei wird ein nicht-versetztes, zell-zentriertes Gitter mit Multi-Block-Struktur verwendet. Für die räumliche Diskretisierung werden sowohl für die viskosen als auch für die konvektiven Terme ausschließlich zentrale Differenzen zweiter Ordnung eingesetzt. Andere untersuchte Schemata für die konvektiven Flüsse erwiesen sich als ungeeignet für LES [3]. Zur Zeitintegration wurde ein Prädiktor-Korrektor-Verfahren zweiter Ordnung implementiert, bei dem im ersten Schritt die Impulsgleichung mit einem Runge-Kutta-Verfahren integriert und im nachfolgenden Korrektor-Schritt die Poisson-Gleichung für die Druckkorrekturvariable ge-	

AG STAB

löst wird. Die Lösung des linearen Gleichungssystems erfolgt mit einem Verfahren der unvollständigen LU-Zerlegung. Zur Simulation der nicht auflösbaren turbulenten Feinstruktur wird sowohl das Smagorinsky-Modell mit Wanddämpfungsfunktion als auch das dynamische Feinstruktur-Modell eingesetzt. Drei unterschiedliche Möglichkeiten zur Behandlung fester Wände sind im Programm vorgesehen. Zum einen ist bei hoher Auflösung des wandnahen Bereiches (i.a. nur bei kleinen Reynolds-Zahlen möglich) der Einsatz der Stokesschen Haftbedingung an der Wand möglich. Für die Simulation von Strömungen mit hohen Reynolds-Zahlen, bei denen die Auflösung der viskosen Unterschicht nicht mehr gelingt, sind sowohl das Wandmodell nach Schumann als auch das nach Werner und Wengle implementiert. Das Programm ist vollständig vektorisiert und auf zwei unterschiedliche Weisen parallelisiert, zum einen für Shared-Memory-Rechner (z.B. NEC SX-4) und zum anderen für Distributed-Memory-Rechner (z.B. VPP 700) mittels Gebietszerlegung und explizitem Message-Passing (MPI).

Ergebnis

Das Verfahren wurde zunächst anhand unterschiedlichster turbulenter Strömungsprobleme erfolgreich validiert [1–4]. Insbesondere wurden sehr umfangreiche Untersuchungen zum Einfluß von numerischen und modellbedingten Aspekten anhand einer Kreiszylinderumströmung bei zwei verschiedenen Reynolds-Zahlen ($Re = 3900$ und $140,000$) durchgeführt [3–4]. Zur Zeit wird die Strömung in einem Rührkessel, der mit einer sechsblättrigen Rushton-Turbine ausgerüstet ist, berechnet. Die Abbildung zeigt die Geometrie der Konfiguration (ca. 6.5 Mill. Gitterpunkte) und die berechnete, zeitgemittelte Sekundärströmung für $Re = 29,000$ in einem $x - z$ -Schnitt durch ein Blatt des Rührelements.



Literatur

- [1] Breuer, M., Rodi, W.: *Large-Eddy Simulation of Complex Turbulent Flows of Practical Interest*, In: 'Flow Simulation with High-Performance Computers II', ed. E.H. Hirschel, Notes on Numerical Fluid Mech., vol. **52**, pp. 258–274, Vieweg Verlag, Braunschweig, (1996).
- [2] Rodi, W., Ferziger, J.H., Breuer, M., Pourquié, M.: *Status of Large Eddy Simulation: Results of a Workshop*, Workshop on LES of Flows Past Bluff Bodies, Rottach-Egern, Tegernsee, Germany, June 26–28, 1995, J. of Fluids Engineering, vol. **119**, no. **2**, pp. 248–262, (1997).
- [3] Breuer, M.: *Large Eddy Simulation of the Sub-Critical Flow Past a Circular Cylinder: Numerical and Modeling Aspects*, Int. J. for Numerical Methods in Fluids, vol. **28**, pp. 1281–1302, John Wiley & Sons Limited, Chichester, (1998).
- [4] Breuer, M.: *Large Eddy Simulation of High Reynolds Number Circular Cylinder Flow*, Proc. of the Workshop on Industrial and Environmental Applications of Direct and Large Eddy Simulation, August 5–7, 1998, Boğaziçi University, Istanbul, Turkey, Lecture Notes in Physics, Springer Verlag, submitted, (1998).
- [5] Wechsler, K., Breuer, M., Durst, F.: *Steady and Unsteady Computations of Turbulent Flows Induced by a 4/45° Pitched Blade Impeller*, J. of Fluids Engineering, in press, (1998).

weiteres Vorgehen

Im weiteren Verlauf des Vorhabens sollen die Simulationsergebnisse detailliert ausgewertet werden. Dazu gehört auch ein Vergleich mit Ergebnissen, die mittels RANS-Berechnungen erzielt wurden, sowie eine Validierung anhand experimenteller Meßdaten.

Datum:

01.02.1999

AG STAB

Mitteilung

Fachgruppe/Fachkreis: Ablösekontrolle in überkritischen Diffusoren

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A.Brunn, Dipl.-Ing. P.Judel, Prof. Dr.-Ing. W.Nitsche

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

Adresse: Marchstraße 14, Sekr. F2
10587 Berlin

Telefon: (030) 31421559
Telefax: (030) 31422955
Mail: Patrick.Judel@ILR.TU-Berlin.de
Andre.Brunn@ILR.TU-Berlin.de

weitere Partner: SFB 557 (Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen)

Thema: Ablösekontrolle in überkritischen Diffusoren

Ausgangssituation:

Aus bisherigen Untersuchungen sind die grundlegenden Eigenschaften abgelöster Diffusorströmungen (Ablöse- und Relaxationsverhalten, Druckrückgewinn bzw. Druckverluste) relativ gut bekannt /1/. Wissenslücken bestehen derzeit noch in der Beschreibung der druckinduzierten Ablösung in leicht überkritischen Diffusoren und der exakten Vorhersage von Ablösepunkten und Wiederanlegepunkten. Weitgehend ungeklärt sind passive und aktive Methoden zur Beeinflussung und Kontrolle der Strömungsablösung /2/.

Ziel:

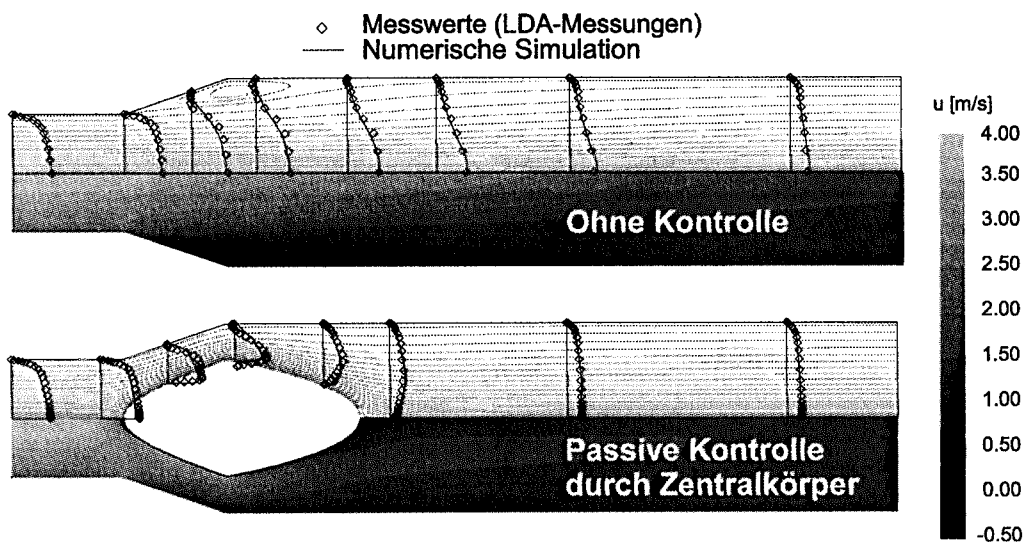
Zunächst werden in überkritischen Diffusoren mit Hilfe von Verdrängungskörpern der Querschnittsverlauf und das Widerstandsverhalten von Diffusoren mit kleinerem Öffnungswinkel nachgebildet und damit die Strömung passiv beeinflusst. Weitere Zielsetzung ist es, durch gezielte Anregung der abgelösten Scherschichten in leeren Diffusoren ($10^\circ < \alpha < 90^\circ$) mit möglichst geringem Energieaufwand die Wiederanlegelänge stark zu verkürzen. Dritter Schritt ist die Entwicklung eines Regelkreises für Aktuatoren, um den Schritt von der Strömungsbeeinflussung hin zur aktiven Kontrolle zu machen /3/.

Lösungsweg:

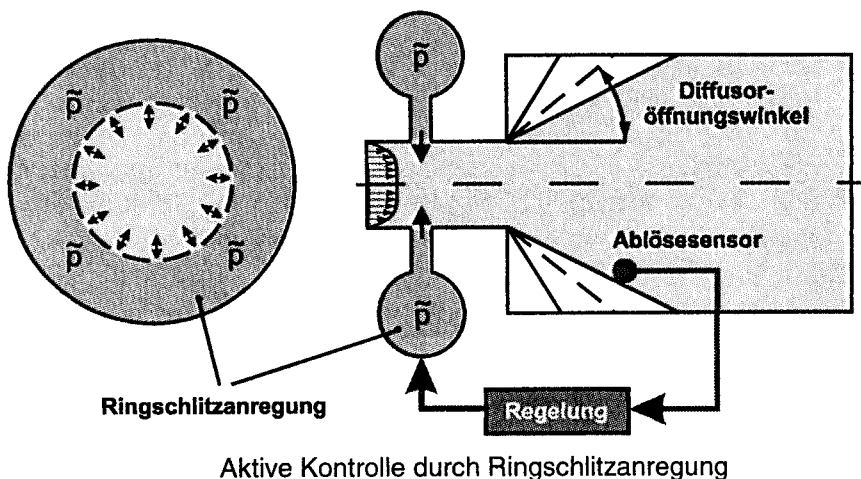
Zur schrittweisen Umsetzung werden umfangreiche Experimente an turbulent durchströmten Diffusoren mit Öffnungswinkeln zwischen 10° und 90° unter Einsatz zeitaufgelöster Meßverfahren (LDA / X-Draht / Wandkräfte) durchgeführt, aus denen das mittlere Strömungsfeld (u , v , p , τ_w) und auch turbulente Schwankungsgrößen und deren Korrelationen ($\overline{u'}$, $\overline{v'}$, $\overline{u'v'}$, ...) ermittelt und mit parallel durchgeführten numerischen Simulationen verglichen werden. Als Anregemechanismus für die aktive Beeinflussung kommen sowohl Lautsprecher als auch gepulste Wandstrahlen (Ringschlitz) in Betracht.

Ergebnis:

Insgesamt zeigen die ersten Ergebnisse deutlich, daß es prinzipiell möglich ist, sowohl passiv als auch durch aktive Störeinleitungen eine starke Beeinflussung abgelöster Diffusorströmungen zu erreichen /4/ /5/. Dabei nimmt der 18° -Diffusor mit deutlich kürzester Wiederanlegelänge und optimalem Relaxationsverhalten aller untersuchten Diffusoren im Bereich von 10° bis 90° Halboffnungswinkel, eine Sonderstellung ein /6/. Hier müssen (u.U. selbsterregte) dynamische Prozesse mit in Betracht gezogen werden, um derartige Effekte zu quantifizieren.



Geschwindigkeitskomponente U [m/s] im 18°-Diffusor
(Numerik & Experiment)



Literatur:

- /1/ Chaturvedi, M.C. (1963): Flow Characteristics of Axisymmetric Expansions, Journ. Hydraulics Div., S.61-91
- /2/ Nitsche, W.; Haberland C. (1993): On Turbulent Separated Flows in Axisymmetric Diffusers, In: Notes on Num. Fluid Mech., Vol. 40, Ed. K. Gersten, Vieweg Verlag, S.116-124
- /3/ Fiedler, H.E.; Fernholz, H.H. (1990): On Management and Control of Turbulent Shear Flows, Prog. Aerospace Sci., Vol. 27, S.305 ff
- /4/ Obi, S.; Ohizumi, H.; Aohi, K.; Masuda, S. (1993b): Turbulent Separation Control in a Plane Asymmetric Diffuser by Periodic Perturbation, In: Engin. Turb. Modelling and Exp. 2, S.633-642
- /5/ Chun, K.B.; Sung, H.J. (1996): Control of Turbulent Separated Flow over a Backward Facing Step by Local Forcing, Exp. In Fluids 21, S.417-426
- /6/ Stieglmeier, M.; Tropea, C.; Weiser, N.; Nitsche, W. (1989): Experimental Investigation of the Flow Through Axisymmetric Expansions, Journ. Fluids Engin, S.464-471

Weiteres Vorgehen:

Für die strömungsmechanische Beurteilung einer erfolgreichen Beeinflussung müssen phasen-gemittelte Geschwindigkeits- und Turbulenzmessungen mit hoher zeitlicher und räumlicher Auflösung durchgeführt werden, die Aufschluß über Strukturentwicklungen in den Diffusoren bei aktiver Beeinflussung liefern können.

Datum: 18.03.1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Olaf Frommann Dipl.-Ing. Detlef Forbrich

Institution: Synaps Ingeieur-Gesellschaft mbH Daimler Benz Aerospace Airbus

Adresse: Fahrenheitstr. 1 Hünefeldstr. 1-5
28359 Bremen 28183 Bremen
Tel: (0421)2208-0 Tel: (0421)538-3051
Fax: (0421)2208-150 Fax: (0421)538-2267
email: o.frommann@airbus.dasa.de d.forbrich@airbus.dasa.de

Weitere Partner: Dr. A. van der Velden,
Synaps, Inc., Atlanta, USA

Thema: Aerodynamische Optimierung von Tragflügeln unter Anwendung von Analogiemethoden

Ausgangssituation:

In der Vergangenheit wurden für die aerodynamische Auslegung von Tragflügeln erfahrungsbasierte inverse Verfahren verwendet, wobei ausgehend von bisherigen guten Lösungen einzelne Flügelschnitte mit einem 2D-Code aus vorgegeben Druckverteilungen berechnet wurden. Eine Überprüfung der Qualität fand anschließend durch Nachrechnung mit einem Navier-Stokes-Code oder Windkanalversuchen statt. Die sich daraus ergebenden Erkenntnisse führten in einem weiteren Schritt zu einem verbesserten Entwurf. Nachteilig an diesem Verfahren ist die relativ lange Zykluszeit sowie die auftretenden Schwierigkeiten beim Entwurf eines Flügels mit deutlich erhöhter Leistungsanforderung. Eine Verbesserung wird durch den Einsatz von direkten Optimierungsverfahren erzielt [1]. Diese basieren jedoch auf 2-D Codes für Flügelschnitte, da die Verwendung eines 3-D Navier-Stokes-Codes aufgrund der erheblichen Rechenzeiten und -kosten derzeit nicht sinnvoll ist.

Ziel:

Die Effekte der dreidimensionalen Strömung müssen besser berücksichtigt werden. Gleichzeitig sollen weiterhin nur 2-D Codes für die Analyse verwendet werden. Es ist daher eine Analogiemethode zur Berücksichtigung der 3-D Effekte in zweidimensionalen Rechnungen notwendig.

Lösungsweg

In das bei DA derzeit verwendete Optimierungsverfahren [2, 3, 4, 5] wird ein zusätzlicher Schritt eingeführt. Ausgehend von einer 3-D Navier-Stokes Rechnung werden an den Stellen der Aufbauprofile des Tragflügels in einem inversen Schritt mittels 2-D Codes Geometrien erzeugt, deren Druckverteilungen möglichst gut mit den 3-D berechneten übereinstimmen. Die daraus erhaltenen Geometrieänderungen werden anschließend bei der Optimierung berücksichtigt. Das Ergebnis der Optimierung wird wieder mit dem 3-D Navier-Stokes Code nachgerechnet und dient als Ausgangspunkt für eine Ermittlung von neuen Analoggeometrien. Auf diese Weise nähert man sich iterativ einer Gesamtlösung.

Ergebnis:

Die Verbesserung des Gesamtwiderstandes im Verlaufe der Iteration ist in der Abb. 1 dargestellt (Widerstand im Hauptdesignpunkt berechnet mit Navier-Stokes-Code). Die Druckverteilungen im Hauptdesignpunkt zeigt die Abb. 2. Insgesamt ist mit diesem Verfahren ein 3-D Tragflügel-

entwurf in zwei bis drei Wochen möglich, vor allem bei Ausnutzung der Möglichkeiten zur Parallelisierung [6]. Dadurch ergibt sich gegenüber früher eine erhebliche Zeiteinsparung.

Obwohl das Ergebnis als gut bezeichnet werden kann, ist das Gesamtverfahren noch nicht als Alltagswerkzeug einsetzbar. Die bei der Ermittlung der Analoggeometrien auftretenden Schwierigkeiten sind erheblich. Dies ist auf den Ansatz basierend auf geometrischer Analogie zurückzuführen. Verbesserungen sind denkbar für eine strömungsmechanische Analogie.

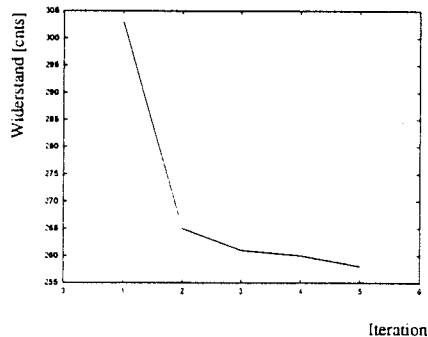


Abb. 1: Widerstandsverbesserung im Verlauf der Iteration

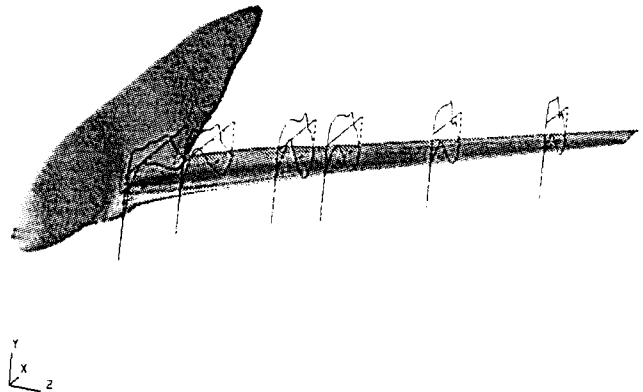


Abb. 2: Druckverteilungen am Tragflügel

Literatur

- [1] Forbrich, D.: *Aerodynamische Flügeloptimierung für ein großes transsonisches Verkehrsflugzeug*, Jahresbericht STAB-Projektgruppe „Flügel großer Streckung“. 1997.
- [2] Van der Velden, A. und Forbrich, D.: *Use of Aerodynamic Shape Optimization for a Large Transonic Aircraft*, 15th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, June 23-25, 1997.
- [3] Van der Velden, A. und Frommann, O.: *Use of Aerodynamic Shape optimization for the A3XX*, DASA Airbus interner Bericht, 1998.
- [4] Van der Velden, A.: *Aerodynamic Shape Optimization*, AGARD-R-803 AGARD-FDP-VKI Special Course, April 1994.
- [5] Synaps, Inc.: „*PointerPro™ 4.2*“, www.synaps-inc.com
- [6] Axmann, J.K., Hadenfeld, M., Frommann, O.: *Parallel Numerical Airplane Wing Design*, 10. DGLR Fachsymposium: Strömung mit Ablösung, Tagungsband in Vorbereitung, Vieweg-Verlag, 1997

Weiteres Vorgehen:

Die Möglichkeit der strömungsmechanischen Analogie soll genauer untersucht werden. Dabei ist denkbar, daß z.B. Differenzen in den Geschwindigkeiten, die sich zwischen einer 2-D und einer 3-D Rechnung in einem Schnitt ergeben, als Randbedingung der zweidimensionalen Berechnung vorgeschrieben werden. Ein zusätzlicher Vorteil wäre die Konsistenz hinsichtlich der 2-D und 3-D Rechnungen aufgrund der Verwendung nur eines Codes (Z.B. FLOWer) gegenüber der Anwendung verschiedener Verfahren.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr.-Ing. Ralf Heinrich

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: ralf.heinrich@dlr.de

weitere Partner

Thema Implementierung der Chimären-Technik im Navier-Stokes Verfahren FLOWer

Ausgangsposition

Blockstrukturierter Verfahren, wie beispielsweise FLOWer, zeichnen sich in der Regel durch eine hohe Genauigkeit und, was bei industrienahen Anwendungen zunehmend wichtiger wird, durch eine sehr hohe Effizienz aus. Von Nachteil insbesondere gegenüber unstrukturierten Verfahren ist die bei komplexen Geometrien sehr aufwendige Gittergenerierung, die oft sehr viel zeitintensiver als die eigentliche Rechnung ist. Desweiteren setzen klassische blockstrukturierte Verfahren zusammenhängende Blöcke voraus. Relativbewegungen zwischen den Blöcken sind nicht möglich, wie sie etwa zur Simulation eines Helikopters oder einer bewegten Klappe nötig wären.

Ziel

Das blockstrukturierte Navier-Stokes Verfahren FLOWer soll dahingehend flexibilisiert werden, daß zum einen die Strömung um Körper in Relativbewegung zueinander simuliert werden kann, zum anderen soll die Gittergenerierung vereinfacht werden.

Lösungsweg

Die oben angesprochenen Einschränkungen können durch Implementierung der sogenannten Chimären-Technik zumindest teilweise aufgehoben werden. Wesentliches Merkmal gegenüber den klassischen blockstrukturierten Verfahren ist die Verwendung überlappender Gitter [1]. Im Rahmen des nationalen Verbundvorhabens MEGAFLOW sollte daher im Strömungslöser FLOWer die Chimären-Technik implementiert werden, um die Flexibilität und Attraktivität des Verfahrens weiter zu erhöhen. Dabei konnten insbesondere die im 3D-Euler-Code ROTCATS gemachten Erfahrungen eingebracht werden [2][3]. Bei der Implementierung wurde insbesondere berücksichtigt, daß alle Chimären-Funktionen über Eingabe-Parameter spezifiziert werden können.

Ergebnisse

An Hand zahlreicher Anwendungen [4] wurde das Verfahren zum einen validiert, zum anderen konnte das Potential der jetzt in FLOWer verfügbaren Chimären Technik gezeigt werden. Durch Synthese der instationären Fähigkeiten und der Technik deformierbarer Netze mit der Chimären-Technik ist man nun in der Lage, bewegte Steuerflächen im dreidimensionalen zu simulieren (Bild 1). Der Komponentengedanke bei der Verwendung der Chimären-Technik wurde beispielsweise bei der Integration einer Landeklappenspindel-Verkleidung verfolgt (Bild 2).

Literatur

- [1] J. Steger, F. C. Dougherty, J. Benek; *A Chimera Grid Scheme*, Advances in Grid Generation, K.N. Ghia and U. Ghia, eds., ASME FED-vol 5. pp. 59-69
- [2] Klausdieter Pahlke; *Berechnung von Strömungsfeldern um Hubschrauber im Vorwärtsflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen*, Dissertation, wird als DLR-FB gedruckt.
- [3] Thorsten Schwarz; *Berechnung der Umströmung einer Hubschrauber-Rotor-Rumpf-Konfiguration auf Basis der Euler-Gleichungen mit der Chimären Technik*, DLR-IB 129 - 97/23, 1997.
- [4] Ralf Heinrich, Nikolai Kalitzin; *Numerical Simulation of Three-Dimensional Flows Using the Chimera-Technique*, STAB-Tagung in Berlin, November 1998.

Weiteres Vorgehen

- Schritte Richtung Automatisierung des Verfahrens
- Ermöglichung der Berechnung globaler Kraftbeiwerte bei überlappenden Oberflächennetzen (zur Zeit nicht möglich)

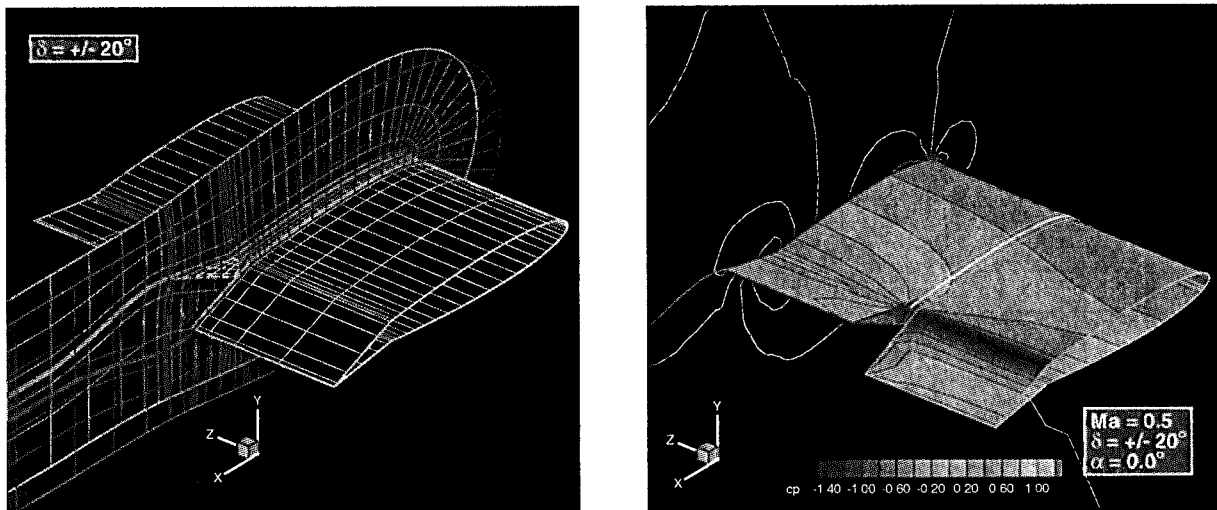


Bild 1: Simulation instationärer Klappenbewegungen unter gleichzeitiger Verwendung deformierbarer Netze und der Chimären-Technik

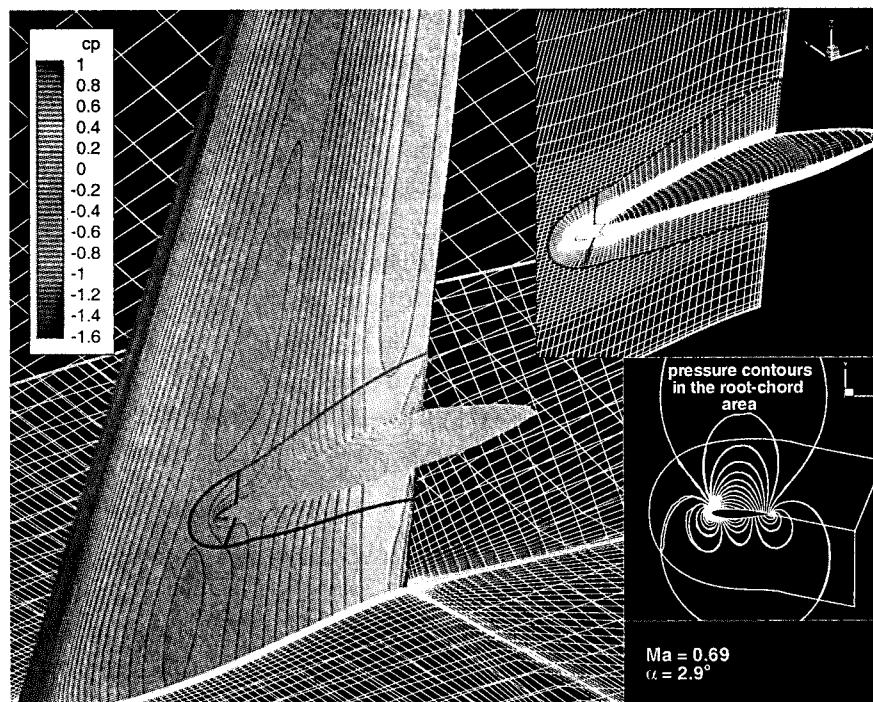


Bild 2: Integration einer Landeklappen spindle-Verkleidung an einen Flügel unter Verwendung der Chimären Technik

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2429

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Verallgemeinerte, 3-dimensionale Transitionsvorgabe im blockstrukturierten DLR Navier-Stokes-Verfahren FLOWer

Ausgangssituation: Für eine Vielzahl industrie-relevanter Strömungskonfigurationen ist die zuverlässige Berechnung der Strömung unter Berücksichtigung der laminar-turbulenten Transition in Navier-Stokes-Lösern eine unabdingbare Voraussetzung. Dafür ist eine möglichst allgemeine, 3-dimensionale Transitionsvorgabe notwendig. Darüberhinaus stellt die Möglichkeit der Transitionsvorgabe eine notwendige Bedingung für die Kopplung eines Navier-Stokes-Lösers mit einem Stabilitätsverfahren dar, um ohne vorhergehende Kenntnis der Transitionslinien transitionelle Rechnungen durchzuführen.

Ziel: Es sollen komplexe, mehr-komponentige Konfigurationen (mit z.B. Flügeln, Rümpfen und Triebwerken) unabhängig von der Netztopologie und der Oberflächengeometrie unter Berücksichtigung mehrerer Transitionslinien beliebiger Form für die verschiedenen Komponenten bearbeitet werden können.

Die Möglichkeiten der Transitionsvorgabe im blockstrukturierten Navier-Stokes-Code FLOWer des DLR werden dahingehend verallgemeinert, daß beliebige Transitionslinien in Form von Raumkurven auf den Oberflächenkonturen beliebiger Konfigurationen vorgegeben werden können. Die Raumkurven werden durch Oberflächenkoordinaten der Konfiguration parametrisiert.

Darüberhinaus wird die Transitionsvorgabe bauteilbezogen gestaltet, d.h., daß für verschiedene Teile der Konfiguration individuelle Transitionslinien vorgegeben werden.

Ergebnis sind laminar und turbulent zu behandelnde Gebiete im Rechnetz der Konfiguration.

Lösungsweg: Bei der Transitionsvorgabe liest FLOWer alle relevanten Transitionsdaten (z.B. Anzahl der Transitionslinien, Anzahl der Transitionspunkte pro Linie, Koordinaten der Transitionspunkte) aus einer externen Datei ein und erzeugt im Rechnetz Gebiete, die nur laminar behandelt werden; im Rest des Strömungsfelds sind Turbulenzmodelle aktiv. Die Laminargebiete haben die Form körperkonturähnlicher Hüllen, die in Hauptströmungsrichtung durch die Transitionslinien und senkrecht zur Körperoberfläche durch einen vorgebbaren Abstand begrenzt werden. Die Begrenzung der Laminarhüllen in Hauptströmungsrichtung wird durch eine Projektion der jeweiligen Transitions-Raumkurve in eine zur Konfigurationslängsachse senkrechten Ebene E erzeugt. Einem Netzknoten P_N innerhalb einer Laminarhülle wird durch ein Interpolationsverfahren zunächst ein Punkt P_T der projizierten Transitionslinie in der Ebene E zugeordnet. Die Längsachsenkoordinate (x -Achse in FLOWer) von P_N wird nun mit derjenigen von P_T verglichen. Es gilt: $x(P_N) < x(P_T)$ und P_N innerhalb Laminarhülle $\Rightarrow P_N$ ist laminar.

Ergebnisse: Der Algorithmus zur Transitionsvorgabe wurde getestet an der C1-Konfiguration des HELIFUSE Hubschrauber-Rumpfs (Bild 1) - Rumpfkontur und Transitionslinie zeichnen sich durch starke Krümmungen aus - und am NHLP 3-Element-Profil der DRA (Bild 2). Die Ergebnisse der Strömungslösung für das 3-Element-Profil verdeutlichen die Notwendigkeit einer transitionellen Rechnung (Bild 3).

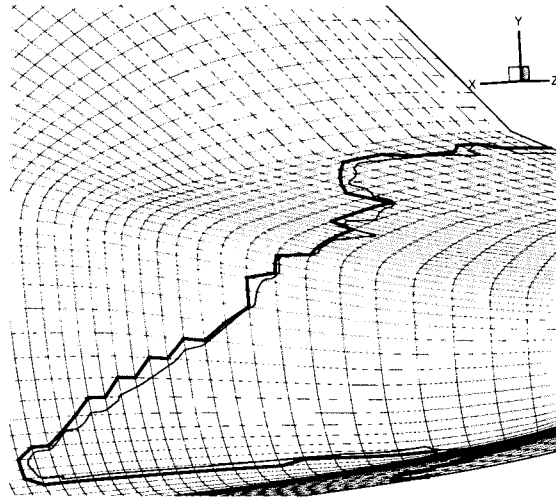


Bild 1: Vorgegebene Transitionslinie am HELIFUSE Hubschrauber-Rumpf, dünne Linie: durch Benutzer vorgegebene Transitionslinie, dicke Linie: Transitionslinie im Oberflächennetz des Strömungslösers. Alle Oberflächenpunkte „vor“ der durchgezogenen Linie werden laminar berechnet.

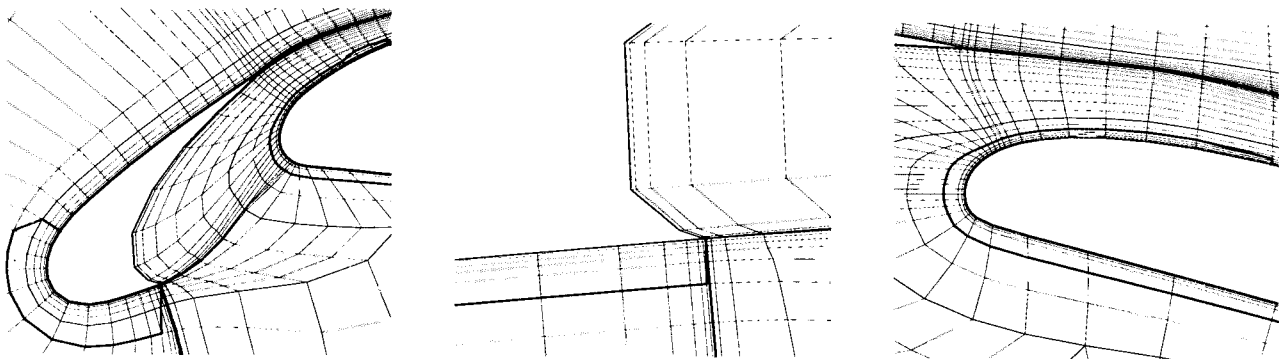


Bild 2: DRA 3-Element-Profil (NHLP 2D) mit laminaren Gebieten an Vorflügel und Hauptprofil (links), an unteren Rand der Kehle des Hauptprofils (mitte) und an der ausgefahrenen Klappe hinter dem Hauptprofil (rechts)

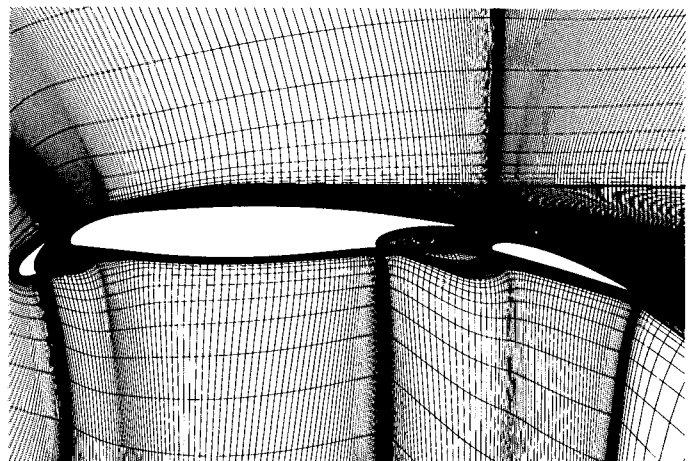
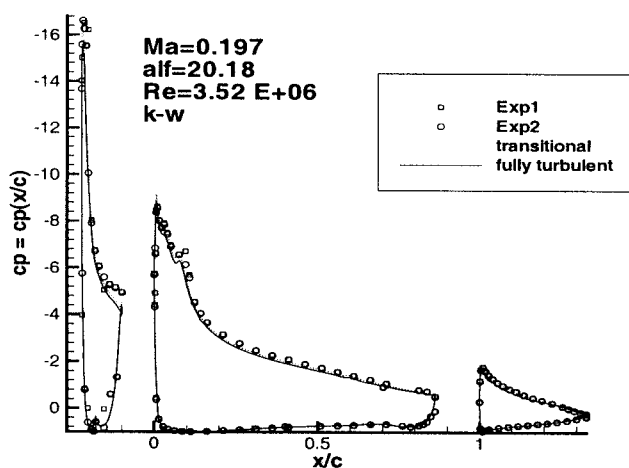


Bild 3: c_p -Verteilung am DRA 3-Element-Profil (NHLP 2D): Die Saugspitze am Vorflügel wird nur bei der transitionellen Rechnung richtig wiedergegeben.

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2429

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Präprozessor-Mode im blockstrukturierten DLR Navier-Stokes-Verfahren FLOWer

Ausgangssituation: Die verallgemeinerte Wandabstandsberechnung (wandnormale Abstände von Feldpunkten $\text{distx}(i,j,k)$ in FLOWer, notwendig im gesamten Strömungsfeld für 1-Gleichungs-Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras und in Wandnähe für die Transitionsvorgabe zur Erzeugung laminarer Hüllen) hat sich für eine Reihe industrie-relevanter Strömungskonfigurationen als extrem zeitintensiv erwiesen (z.B. ALVAST-Flügel/Rumpf/Triebwerk/Pylon-Konfiguration mit ca. 3,9 Mio. Netzknoten: Rechenzeit für Abstände > 12 h auf NEC SX4), so daß schon während der Vorbereitung der Strömungslösung die auf vielen Großrechnern existierende Rechenzeitbegrenzung pro Rechnung (cpu time limit) überschritten wird.

Ziel: Für FLOWer wird eine Präprozessor-Funktionalität implementiert, die es erlaubt, vor der eigentlichen Strömungslösung durch FLOWer die verallgemeinerten Wandabstände zu berechnen und das Transitionsmanagement (Transitionsvorgabe) durchzuführen und die erzeugten Ergebnisse beider Prozesse in einem separaten Restart-File abzulegen, das für die eigentliche Strömungsberechnung durch FLOWer eingelesen wird. FLOWer wird im Präprozessor-Mode im wesentlichen auf sequentiellen, skalaren Rechnern (z.B. Workstations) betrieben, um Konflikte mit dem cpu time limit auf Großrechnern zu vermeiden.

Der Präprozessor-Mode benötigt Speicherplatz lediglich für diejenigen Rechengrößen, die zur Berechnung der Wandabstände und zum Transitionsmanagement notwendig sind. Die i.a. noch sehr stark begrenzten Speicherressourcen einer Workstation stellen so auch zur Bearbeitung sehr großer Rechenetze kein Hindernis dar. Die für eine Präprozessor-Funktionalität notwendige Infrastruktur ist im wesentlichen der bestehenden FLOWer „Grund-Version“ - die „Grund-Version“ stellt ab jetzt den Strömungslöser-Mode dar - entnommen. Im Strömungslöser-Mode behält FLOWer alle Fähigkeiten, die in der „Grund-Version“ vorhanden sind, also auch diejenige, die Wandabstände zu berechnen und das Transitionsmanagement durchzuführen. Für den Strömungslöser-Mode kommt die Fähigkeit, ein zweites Restart-File für das Abstandsfeld und das Transitionsfeld auszuschreiben und zu behandeln, hinzu.

Einem User wird so ein einziges Programm-System mit zwei unterschiedlichen Funktionalitäten an die Hand gegeben, wobei die Präprozessor-Funktionalität vollständig in der Strömungslöser-Funktionalität enthalten ist, jedoch eine sehr stark abgespeckte Version des kompletten Programm-Systems darstellt, die speziell auf die verallgemeinerte Wandabstandsberechnung und Transitionsvorgabe zugeschnitten ist.

Lösungsweg: Der Präprozess liest das Rechnetz und alle Transitionsdaten ein, legt Speicherplatz für alle im Rechenprozess benötigten Felder an, die Rechnung wird durchgeführt, die Ergebnisse der Rechnung werden in ein Restart-File ausgeschrieben.

Die Aktivierung der beiden Modes wird gesteuert durch einen Schalter-Parameter namens ‚PREPRO‘ im Haupt-Parameter-File ‚inp.dat‘. Im Präprozessor-Mode wird Speicherplatz nur für die Berechnung der Wandabstände und für das Transitionsmanagement angelegt. Das Abstandsfeld und das Transitionsfeld werden im Präprozess lediglich für das feinste während der Rechnung verwendete Multigrid-Level berechnet und auch nur diese Werte werden im neuen Restart-File ‚rstartgeo‘ abgelegt. Das Restart-File ‚rstartgeo‘ wird einfach genau (real*4 in FORTRAN) sowohl ausgeschrieben als auch eingelesen; FLOWer erwartet also in jedem Fall binäre Daten im real*4-Format.

Beim Restart mit ‚rstartgeo‘ werden das Abstandsfeld und das Transitionsfeld für die größeren Netzlevel vom feinsten auf alle größeren Netzlevel übergeben und nicht extra berechnet. Man umgeht so das Problem, daß man mit unterschiedlichen Abständen rechnen würde, wenn man Strömungsdaten auf einem größeren Level verwendete (Für die größeren Level rechnet man in der bestehenden FLOWer-Version die Abstände im groben Level direkt aus, wo ja weniger Punkte vorhanden sind. Also sind die Ergebnisse in einem groben Level anders, und zwar weniger genau, als die Ergebnisse, die von einem feinen auf ein grobes Level hinuntergegeben werden.). Die Präprozessor-Funktionalität und die Strömungslöser-Funktionalität sind hinsichtlich der Implementierung des handlings der Wandabstände konsistent.

Ergebnisse: Es ergibt sich eine Reihe von Restart-Möglichkeiten hinsichtlich des Einlesens des „alten“ Restart-Files ‚restart‘ und des „neuen“ Restart-Files ‚rstartgeo‘ für den Strömungslöser-Mode:

a.) Restart nur mit ‚restart‘ ohne Abstände und ohne Transition:

1.) voll laminare oder voll turbulente Rechnung mit Baldwin-Lomax oder k-w.

Abstände werden nicht benötigt, Transition auch nicht: ‚rstartgeo‘ muß nicht existieren, also auch nicht eingelesen werden.

b.) Restart nur mit ‚restart‘ mit Abständen und mit Transition:

1.) voll laminare oder voll turbulente Rechnung mit bel. Turbulenzmodell.

2.) transitionelle Rechnung mit bel. Turbulenzmodell, Abstände und Transition werden erst in FLOWer gemacht!

c.) Restart mit ‚restart‘ und ‚rstartgeo‘ (nur Abstände):

1.) voll laminare oder voll turbulente Rechnung mit bel. Turbulenzmodell.

2.) transitionelle Rechnung mit bel. Turbulenzmodell, Transition wird erst in FLOWer gemacht!

d.) Restart mit ‚restart‘ und ‚rstartgeo‘ (Abstände und Transitionsfeld):

1.) voll laminare oder voll turbulente Rechnung mit bel. Turbulenzmodell.

2.) transitionelle Rechnung mit bel. Turbulenzmodell, Transition ist schon gemacht!

e.) Restart nur mit ‚rstartgeo‘ (nur Abstände):

1.) voll laminare oder voll turbulente Rechnung mit bel. Turbulenzmodell.

2.) transitionelle Rechnung mit bel. Turbulenzmodell, Transition wird erst in FLOWer gemacht!

f.) Restart mit nur ‚rstartgeo‘ (Abstände und Transitionsfeld):

1.) voll laminare oder voll turbulente Rechnung mit bel. Turbulenzmodell.

2.) transitionelle Rechnung mit bel. Turbulenzmodell, Transition ist schon gemacht!

Diese Restart-Möglichkeiten werden gesteuert durch einen weiteren Schalter-Parameter namens ‚ISTRT-PRE‘, der ebenfalls im Haupt-Parameter-File ‚inp.dat‘ steht und nur im Zusammenspiel mit dem Restart-Schalter ‚ISTART‘ funktionsfähig ist, wobei die Bedeutung von ‚ISTART‘ unverändert bleibt.

Die Präprozessor-Funktionalität und sämtliche Restart-Möglichkeiten werden durch 2 Schalter im Haupt-Parameter-File ‚inp.dat‘ gesteuert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Triebwerksintegration/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. J.A. Lieser

Institution: BMW Rolls-Royce GmbH

Adresse: Eschenweg 11
15827 Dahlewitz

Telefon 033/708 6-1978
Telefax 033/708 6-3612

Weitere Partner: Institut für Luft- und Raumfahrt TU Berlin
EU Programm ENIFAIR

Thema:

Berechnung isolierter Triebwerksgondeln unter besonderer Berücksichtigung von Strahlmischung.

Ausgangssituation:

BMW Rolls-Royce ist bestrebt durch die Gestaltung der Einlauf-, Gondel- und Düsenkontur von Zweistromtriebwerken den Gesamt-Wirkungsgrad des Antriebes und die Lärmemission positiv zu beeinflussen. Neben der bei der Entwicklung und Zertifizierung der Triebwerke anfallenden Berechnungen und Versuche arbeitet BMW Rolls-Royce auch an Forschungsvorhaben mit, die sich mit der viskosen Berechnung isolierter Triebwerke unterschiedlicher Bauart beschäftigen. Insbesondere die Ergebnisse aus dem Forschungsvorhaben ENIFAIR sollen hier vorgestellt werden.

Ziel:

Ziel der Arbeiten bei BMW Rolls-Royce ist die Validierung von CFD Methoden zur viskosen Berechnung isolierter Triebwerke. Die Methoden werden zum Entwurf von Einläufen mit breitem Einsatzspektrum und lärm- und leistungseffizienter Strahlmischung eingesetzt.

Lösungsweg:

Zum Entwurf von Einläufen mit breitem Einsatzspektrum wird unter anderem das inverse Entwurfsverfahren in MEGAFLOW verwendet. Aus diesem Grunde wurde dieses Verfahren für die Berechnungen im Rahmen von ENIFAIR ausgewählt. Zur Validierung der Nachrechnungen werden im Rahmen von ENIFAIR dreidimensionale Berechnungen von Turbofan (TF), Very High (VHBR) und Ultra High Bypass Ratio (UHBR) Triebwerken durchgeführt und mit anderen Methoden verglichen. Besondere Beachtung findet hierbei die Strahlmischung im Nachlauf. Die Verwendung unterschiedlicher CFD Methoden und Turbulenzmodelle und deren Einfluss auf die Ergebnisse im Treibstrahl bedarf noch intensiver Untersuchungen. Erst wenn hier Klarheit herrscht kann eine Berechnung von Mischungeffizienz und lärmrelevanten Faktoren bei externer oder interner Mischung in Betracht gezogen werden.

Ergebnisse:

Qualitativ läßt sich das Strömungsfeld im Einlauf und im Nachlauf recht gut berechnen. Schlechte Konvergenz deutet jedoch darauf hin, daß bei der Netzgenerierung und bei den Randbedingungen noch einige Fragen offen sind. So zeigt sich, daß bei eigenen Netzen für die BR715 mit Vergrößerung der Netzzellen im Fernfeld gute Konvergenz erreicht wurde, während bei Netzen, die die Grenz-/Scherschichtauflösung ins Fernfeld fortführen schlechte Konvergenz erzielt wird.

Mit über dem Querschnitt konstanten Geschwindigkeiten im Einlauf und Totaldrücken am Strahlaustritt erreicht man offenbar gute Ergebnisse, obwohl die Randbedingungen den wirklichen viskosen Strömungsverhältnissen widersprechen.

Die Länge des Strahlkernes liegt im erwarteten Bereich. Trotzdem muss die Frage gestellt werden, ob der runde Strahl mit den gleichen Konstanten im Turbulenzmodell gerechnet werden darf, wie sie für Grenzschichten verwendet werden. Die gezeigten Ergebnisse sind daher nur der Anfang der geplanten umfangreichen Untersuchungen zum Thema Strahlmischung.

Ausblick:

Langfristig soll durch Experimente und numerische Untersuchungen das Verständnis der Strahlmischung mit und ohne Blütenmischer erhöht werden und die Numerik validiert und zum Entwurf von lärmarmen und effizienten Gondelkonturen, Mixchern bzw. Düsen genutzt werden.

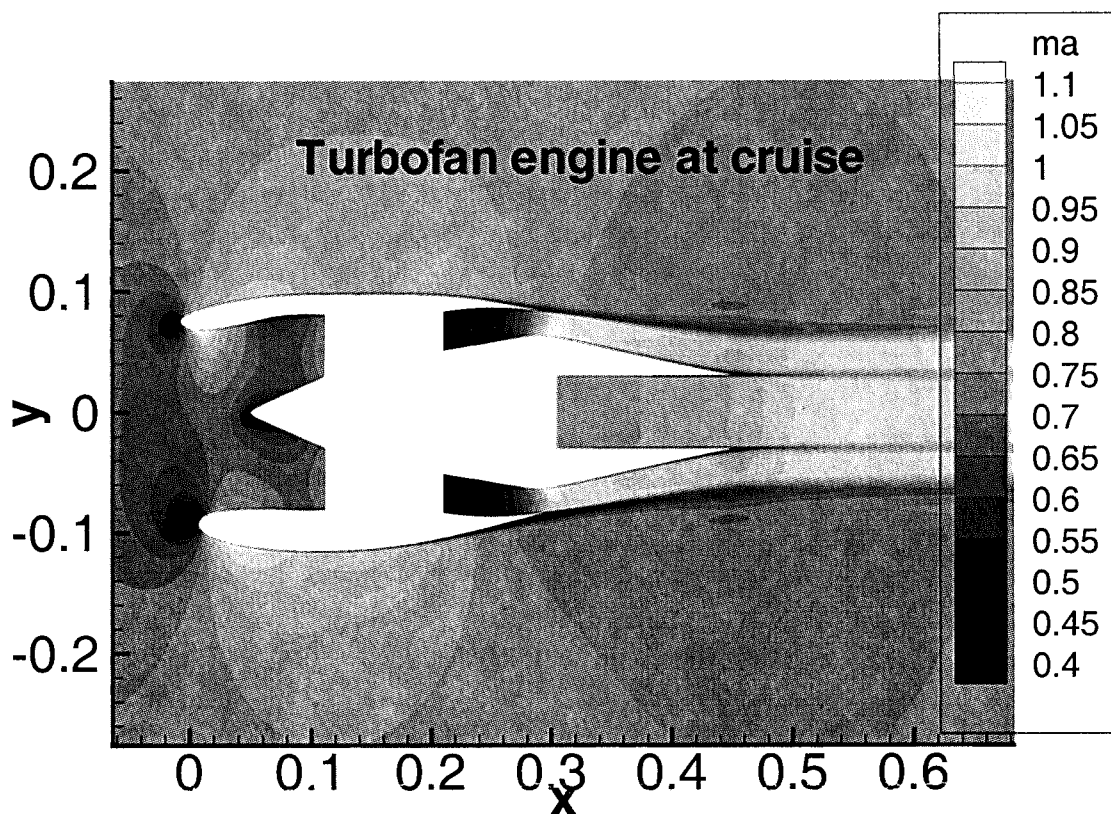


Bild: Machzahlerteilung in einem Vertikalschnitt eines Turbofan Triebwerkes im Reiseflug.

Literatur:

H. Hoheisel, Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft. Proceedings of the DLR Workshop Braunschweig. DLR Mitteilung 96-01

AGARD Aerodynamic Engine/Airframe Integration for High Performance Aircraft and Missiles, AGARD-CP-498

J.A. Lieser: Theoretische und experimentelle Untersuchungen transsonischer Heckströmungen. Dissertation TH-Darmstadt, 1992.

Mitteilung

- Projektgruppe:** Numerische Simulation
- Ansprechpartner:** Dr.-Ing. Carsten Maaß
- Institution:** Lehrstuhl für Strömungsmechanik
- Adresse:** Friedrich-Alexander-Universität Cauerstr.4
91058 Erlangen
- Telefon:** 09131/761-233
Telefax: 09131/761-242
e-mail: cmaass@lstm.uni-erlangen.de
- Weitere Partner:** Lehrstuhl für Hydraulische Maschinen und Anlagen, TU München;
Fichtel & Sachs AG, Schweinfurt; Voith Turbo GmbH, Garching
- Thema:** Numerische Simulation hydrodynamischer Wandler
- Ausgangssituation:** Für den Einsatz in Triebwagen, Omnibussen und PKW ist eine steigende Nachfrage nach automatischen Getrieben festzustellen. Bisher werden die dabei benötigten hydrodynamischen Wandler noch größtenteils empirisch, durch Abbildung der komplexen dreidimensionalen, turbulenten Strömung auf einen eindimensionalen Stromfaden mit Hilfe von Experimenten, ausgelegt [1]. Damit ist es möglich, die Auswirkungen kleiner Parameteränderungen auf das Leistungsübertragungsverhalten zu deuten. Bei einer Neukonstruktion müssen bislang die empirischen Konstanten durch umfangreiche Messungen neu kalibriert werden. Es ist ein neues Entwicklungskonzept erforderlich, das durch Einsatz eines kalibrierten effizienten CFD-Aided Design Systems die Entwicklungskosten senkt sowie die gezielte Verbesserung des Betriebsverhaltens beliebiger hydrodynamischer Wandler bereits in der Vorauslegung erlaubt.
- Ziel** Mit Hilfe umfassender und hochauflösender numerischer Strömungssimulationen soll der Ist-Zustand eines bestehenden Wandlers analysiert werden und zur Kalibrierung eines CFD-Aided Design Systems dienen.
- Lösungsweg:** Mit dem Code FASTEST-3D werden hochaufgelöste Strömungssimulationen durchgeführt. Zur Koppelung von Rotor und Stator existieren verschiedene Ansätze. Beim *frozen rotor* Ansatz wird Rotation allein durch zusätzliche Coriolis- und Zentrifugalterme in den Erhaltungsgleichungen berücksichtigt, während das numerische Gitter zeitlich unverändert bleibt. Eine genauere Simulationsmöglichkeit ergibt sich aus der gekoppelten Betrachtung der Bewegungsgleichungen für das Fluid und die Schaufelräder. Dabei wird die Drehzahl der Pumpe vorgegeben und diejenige der Turbine durch die sich einstellende Strömung induziert. Bei Problemen mit fest vorgegebenen Rotationsgeschwindigkeiten hat sich die *clicking grid* Methode als leistungsfähig erwiesen [2], die ohne zusätzliche Interpolationen in der Drehebene auskommt. Bei der Berechnung strömungsinduzierter Anfahrvorgänge am LSTM hat sich gezeigt, daß dort die Verwendung von *sliding grids* unverzichtbar ist.

Eine voll instationäre Berechnung mit induzierter Bewegung der Turbine ist in jedem Fall extrem rechenzeitintensiv. Alle Ansätze benötigen als Eingabe numerische Gitter sehr hoher Qualität. Die Möglichkeiten, diese Gitter effizient zu erzeugen und zu nutzen, wird starken Einfluß auf die Qualität und den Fortschritt der Simulationen haben.

Ergebnis: Nach Aufbereitung der CAD-Daten konnten Teil- und Komplettnetzungen erzeugt werden. Bei Benutzung der vorhandenen Strömungslöser und Gittergeneratoren sowie der komplexen Geometrie und ungünstigen Schaufelzahlen sind die möglichen Topologien nur extrem aufwendig zu erstellen. Erste Rechnungen müssen ergeben, ob die gewählte Topologie mit FASTEST-3D zu Konvergenz führt.

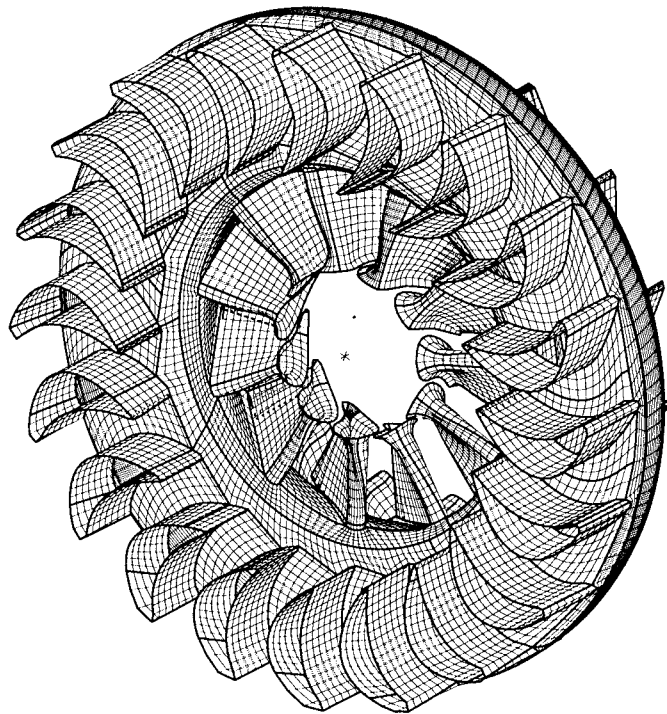


Abbildung 1: Komplette Vernetzung aller drei Beschaukelungen eines hydrodynamischen Wandlers (ohne äußere Wandung).

- Literatur:**
- [1] Wolf, M. (1962). *Strömungskupplungen und Strömungswandler*, Springer-Verlag, Berlin.
 - [2] Böhm, M., K. Wechsler und M. Schäfer (1998). *A Parallel Moving Grid Multigrid Method for Flow Simulation in Rotor-Stator Configuration*. Int. J. Num. Meth. in Fluids.

Weiteres Vorgehen: Erste Ergebnisse werden zeigen, ob die hier gewählten Werkzeuge den speziellen Anforderungen bei der Simulation hydrodynamischer Wandler insbesondere im Hinblick auf die Effizienz bei der Gitterzeugung und Durchrechnung gerecht werden. Im Bedarfsfall muß auf andere bestehende Systeme zurückgegriffen werden. Mit Hilfe der hier gewonnenen Ergebnisse soll das CFD-Aided Design System kalibriert und zur Optimierung eines Wandlers genutzt werden. Mit weiteren hochauflösten Simulationen soll der Entwicklungsfortschritt bewertet werden.

Datum: 31.3.1999

AG STAB

Mitteilung

- Projektgruppe:** Numerische Simulation
- Ansprechpartner:** Dr.-Ing. Carsten Maaß
- Institution:** Lehrstuhl für Strömungsmechanik
- Adresse:** Friedrich-Alexander-Universität Cauerstr.4
91058 Erlangen
- Telefon:** 09131/761-233
Telefax: 09131/761-242
e-mail: cmaass@lstm.uni-erlangen.de
- Weitere Partner:** Fraunhofer-Institut für Festkörpertechnologie, München; LRE GmbH, München; Klinik für Anästhesie, Universität Erlangen-Nürnberg
- Thema:** Strömungsmechanische Untersuchung von Mikroflußrestriktionen
- Ausgangssituation:** In vielen Bereichen der Medizin, wie z. B. der Insulin- oder Schmerztherapie, stellt sich die Aufgabe, geringe Fluidmengen ($\mu\text{l}/\text{min}$) präzise zu dosieren. Mit Hilfe eines Systemkonzepts das auf dem Überdruckprinzip beruht und Elemente aus den Bereichen Silizium-Mikromechanik, Mikroelektronik und Signalverarbeitung zusammenführt, ergibt sich die Möglichkeit, ein portables, kompaktes Dosiersystem zu realisieren. Aus strömungsmechanischer Sicht sind dabei die Anforderungen an die Dosiergenauigkeit, die Flexibilität des Dosierprofils und den Energieverbrauch von Interesse. Eine wesentliche Komponente dieser Systeme sind mikromechanisch hergestellte Flußrestriktionen.
- Ziel:** Durch interdisziplinäre Zusammenarbeit sollen mikromechanisch hergestellte Bauelemente strömungsmechanisch charakterisiert und allgemeine Auslegungskriterien gegeben werden.
- Lösungsweg:** Die mikroskopischen Abmessungen, die eingesetzten Fluide sowie die Herstellungsverfahren der Bauteile erfordern eine Prüfung des Gültigkeitsbereichs der Navier-Stokes-Gleichungen für die hier betrachteten kleinen Reynolds-Zahlen ($Re \approx 1$). Nachdem eine Literaturstudie gezeigt hat, daß die kontinuumsmechanischen Grundannahmen als hinreichend abgesichert angesehen werden können, werden dreidimensionale numerische Simulationen der laminaren stationären Strömung mit dem Code FASTEST für verschiedene Kanalgeometrien durchgeführt. Insbesondere ist der Zusammenhang zwischen Durchflußmenge und Druckverlust zu ermitteln. Der Einfluß von Oberflächeneffekten, Wandschlupf, Polarität oder Gasblasen findet in diesem Rahmen keine Berücksichtigung.

AG STAB

Ergebnis: Als Flußrestriktionen werden herstellungsbedingt trockengeätzte Kanäle aus Silizium mit quadratischem Querschnitt vorgesehen. Durch die mäandrierende Anordnung der Kanäle ergeben sich Umlenkungen von 90° und 180°, die allerdings weniger als 2% zur gesamten Kanallänge beitragen. Diese Geometrien wurden im Reynolds-Zahl-Bereich von etwa 0,2 bis 7,1 untersucht. Die aus der Simulation berechneten Druckverluste in geraden Kanalabschnitten stimmen bis auf 0,2% mit analytischen Lösungen überein [1]. In den untersuchten Umlenkungen, bei denen die halber Kanalhöhe etwa dem Krümmungsradius entspricht, weichen die Druckverluste in den Umlenkungen gegenüber geraden Abschnitten gleicher Länge, in Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl, geringfügig ab. Ablösungen oder Rückströmungen können ausgeschlossen werden. Damit ist die Grundlage zur strömungsmechanischen Auslegung des Dosiersystems gegeben.

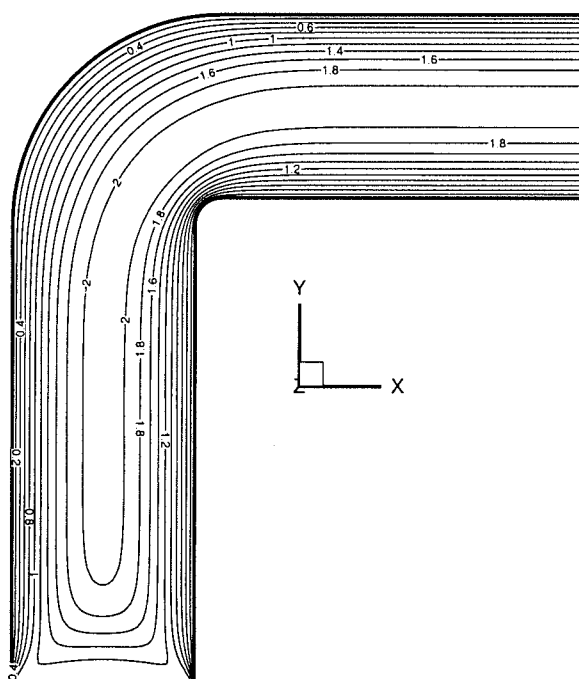


Abbildung 1: Strömung in einer 90°Umlenkung mit einem mittleren Krümmungsradius von $22\mu\text{m}$. Isolinien der dimensionslosen horizontalen Geschwindigkeit in einem Schnitt durch die Mittelebene. Kanalhöhe und -breite $34\mu\text{m}$, $\text{Re} = 0,284$.

- Literatur:**
- [1] Richter, H. (1971). *Rohrhydraulik*. Springer-Verlag, Berlin.
 - [2] Richter, M., P. Woias, D. Weiß (1996). *Micro Channels for Applications in Liquid Dosing and Flow Rate Measurement*. Proc. Eurosensors X, Leuven, pp. 1297-1300.

Weiteres Vorgehen: Im weiteren Verlauf des Projekts soll ein Vergleich zwischen Simulation und Messungen erfolgen. Bei Bedarf kann das numerische Modell zur Berücksichtigung einiger der oben angesprochenen Effekte erweitert werden.

Datum: 31.3.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. Frank Schäfer / Dr.-Ing. Michael Breuer	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen (LSTM)	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-247 Telefax: 09131/761-242 e-mail: frank@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	SFB 603 „Modellbasierte Analyse und Visualisierung komplexer Szenen und Sensordaten“, Lehrstuhl für Graphische Datenverarbeitung (IMMD IX), Universität Erlangen-Nürnberg	
Thema	Visualisierung turbulenter Strömungen auf der Basis direkter numerischer Simulationen mittels Kombinationsmethode	
Ausgangssituation	Direkte numerische Simulationen (DNS) turbulenter Strömungen liefern riesige Datenmengen, deren Analyse und Visualisierung ein großes und bislang weitgehend ungelöstes Problem darstellt. Für typische Problemgrößen im Bereich von etwa 10^7 Kontrollvolumen und 10^4 Zeitschritten ergeben sich Datenmengen im Terabyte-Bereich, die zur Zeit selbst auf leistungsfähigen Rechnern nicht weiterverarbeitet werden können.	
Ziel	Ziel dieses Forschungsprojektes ist es, Methoden zur Aufarbeitung, Reduzierung und Visualisierung der riesigen Datenmengen zu erarbeiten. Auf diese Weise soll der extreme Engpaß, der heutzutage im Datentransfer zwischen den für die aufwendigen Rechnungen eingesetzten Hochleistungsrechnern und den für die Visualisierung verwendeten Graphik-Workstations liegt, beseitigt werden. Dabei soll die Reduzierung des Datentransfers auch dazu dienen, die interaktive Online-Visualisierung numerischer Simulationen voranzubringen.	
Lösungsweg	Zunächst ist durch Integration von Datenanalyse und Teilen der Visualisierung in die Strömungsberechnung der Datentransfer zwischen Simulationsrechner und Visualisierungs-Workstation zu reduzieren. Während bei der speicherintensiven Post-Visualisierung die gesamten berechneten Strömungsfelder zur Workstation transferiert und dort z. B. durch Berechnung von Streichlinien oder Isoflächen visualisiert werden, werden diese Berechnungen bei der Co-Visualisierung bereits im Simulationsprogramm parallel zur Strömungslösung durchgeführt. Statt der Strömungsfelder werden die reduzierten Visualisierungsdaten zur Workstation übertragen, wo aus diesen Daten „nur“ noch graphische Objekte erzeugt und durch Rendering dargestellt werden. In einem anschließenden Schritt soll durch Anwendung der Kombinationsmethode eine weitere Reduktion des Datentransfers erreicht werden. Die damit verbundenen hierarchischen Datenstrukturen machen jedoch speziell angepaßte Visualisierungsmethoden erforderlich, mit deren Entwicklung	

AG STAB

sich der Lehrstuhl für Graphische Datenverarbeitung (TP C1 im SFB 603) beschäftigt [2].

Um die auf diese Weise erreichte Datenreduktion für das langfristige Ziel einer interaktiven Online-Visualisierung numerischer Simulationen nutzen zu können, soll eine Möglichkeit zum Austausch von Daten zwischen Simulationsprogramm und Visualisierungssoftware über Netzwerkverbindungen geschaffen werden.

Ergebnis

In das Simulationsprogramm FASTEST-3D wurde ein Modul zur Partikelverfolgung auf blockstrukturierten Gittern integriert, das insbesondere für die Anwendung auf Hochleistungsrechnern parallelisiert und vektorisiert wurde. Für die Partikelverfolgung wird ein C-Space-Verfahren verwendet, bei dem die Lokalisation der Partikel im Gitter vektorisierbar ist. Neben den Partikeldaten können auch die Werte simulierter Feldgrößen (Geschwindigkeit, Druck etc.) am Partikelort ausgegeben werden. Optional kann die Ausgabe der Daten online über TCP/IP-Sockets erfolgen.

Für die Visualisierung wird die Software Iris Explorer verwendet. Explorer-Module wurden entwickelt, die aus den Partikeldaten geometrische Objekte (Partikel, Streichlinien, Bahnlinien, Streichbänder) generieren, die mit einem Explorer-Standardmodul graphisch dargestellt werden (siehe Abb. 1). Zum optionalen Online-Empfang der Daten über TCP/IP-Sockets wurde ein Socket-Modul weiterentwickelt, das im Rahmen von FORTWIHR entstand [1].

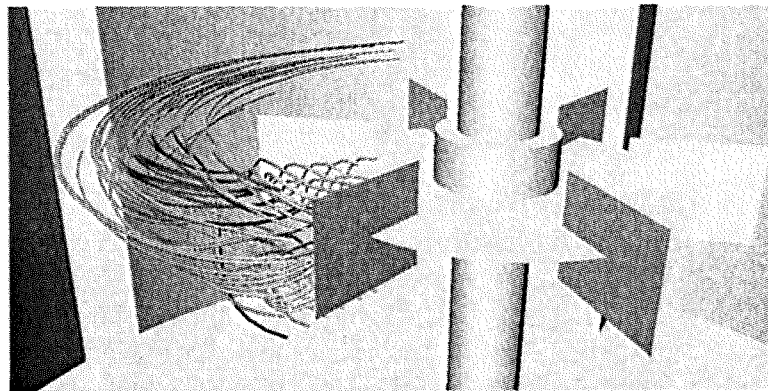


Abbildung 1: Visualisierung von Streichlinien in einem Scheibenrührer.

Literatur

- [1] R. Grosso, M. Schulz, J. Kraheberger and Th. Ertl. Flow Visualization for Multiblock Multigrid Simulations. In *Virtual Environments and Scientific Visualization '96*, 1996.
- [2] Ch. Teitzel, M. Hopf and Th. Ertl. Scientific Visualization on Sparse Grids. Technical Report 10/1998, University of Erlangen-Nuremberg, 1998.

Weiteres Vorgehen

Umfangreiche Untersuchungen zur Validierung und zur Performance-Messung der Partikelverfolgung werden zur Zeit durchgeführt. Von besonderem Interesse ist die Frage, ob sich aufwendige Verfahren zur Partikelverfolgung vom Genauigkeitsgewinn her lohnen, wenn man den Fehler der Strömungslösung berücksichtigt. Dazu soll auch ein P-Space-Verfahren implementiert werden, das bei Vernachlässigung des Fehlers der Strömungslösung eine höhere Genauigkeit erwarten läßt. Zusätzlich zur Partikelverfolgung soll ein Modul zur Isoflächenextraktion implementiert werden.

Ergänzend zur bereits realisierten Datenausgabe über TCP/IP-Sockets soll in der umgekehrten Richtung eine Möglichkeit zur interaktiven Steuerung des Simulationsprogramms über Sockets geschaffen werden.

Datum: 01.04.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl. Ing. Thorsten Schwarz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2887

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: thorsten.schwarz@dlr.de

weitere Partner

Thema Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens FLOWer auf nicht kontinuierlich verlaufende Netzlinien an Blockrändern

Ausgangsposition

Derzeit sind Strömungsberechnungen mit dem 3D blockstrukturierten Navier-Stokes-Verfahren FLOWer nur auf Netzen mit kontinuierlichen Blockgrenzen möglich. An einer Blockgrenze muß demzufolge jede Netzlinie exakt mit einer Netzlinie des benachbarten Netzblocks übereinstimmen. Durch diese Bedingung wird die Netzgenerierung vor allem für komplexe Konfigurationen deutlich erschwert, da alle Netzlinien durch das gesamte Rechengebiet hindurch geführt werden müssen. Eine weitere Folge ist, daß Gebiete mit kleinen Strömungsgradienten möglicherweise mit einem zu feinem Netz aufgelöst werden und somit der Speicherbedarf und die Rechenzeit unnötig ansteigen.

Ziel

Um diese Nachteile zu vermeiden, soll in FLOWer eine Randbedingung für diskontinuierliche Blockübergänge implementiert werden. Die Netzlinien brauchen also an den Blockgrenzen nicht mehr übereinzustimmen.

Lösungsweg

In einem ersten Schritt ist eine nicht konservative Randbedingung implementiert worden. Dieses Vorgehen hat sich bereits bei der Chimera-Technik bewährt, hat allerdings den Nachteil, daß die Flußbilanzen über die Blockgrenzen hinweg nicht erfüllt werden. Da die Netzlinien nicht kontinuierlich ineinander übergehen, werden die Strömungsgrößen an den Blockgrenzen durch bilineare Interpolation aus den Größen im benachbarten Block bestimmt. Für die Interpolation wird zunächst für jede Netzlinie diejenige Netzzelle im benachbarten Block gesucht, in welche die Netzlinie einmündet und anschließend die Interpolationskoeffizienten berechnet.

Ergebnisse

In Bild 1 ist als Beispiel das Ergebnis einer Rechnung auf einem unterschiedlich vergrößerten 2D-Netz um ein NACA 0012 Profil dargestellt. Gezeigt sind die Iso-Machlinien bei einer Anströmmachzahl von 0.8 und einem Anstellwinkel von 1.25° .

Weitergehende Berechnungen für 3D Konfigurationen mit reibungsbehafteter Strömung zeigten jedoch, daß Probleme bei der Berechnung der örtlichen Schubspannung auftraten. Als Beispiel ist in Bild 2 ein Netz um einen unendlichen NACA0012 Flügel dargestellt und in Bild 3, links die Vertei-

lung der lokalen Schubspannung. Es ist deutlich die Störung im Bereich des diskontinuierlichen Blockrandes zu erkennen. Die Ursache besteht darin, daß wegen der unterschiedlichen Diskretisierung der Flügeloberfläche die innerhalb der Grenzschicht liegenden Punkte mit den standard Such- und Interpolationsalgorithmen nicht richtig einander zugeordnet wurden. Dieses Problem konnte durch eine Wandkorrektur behoben werden, siehe Bild 3, rechts.

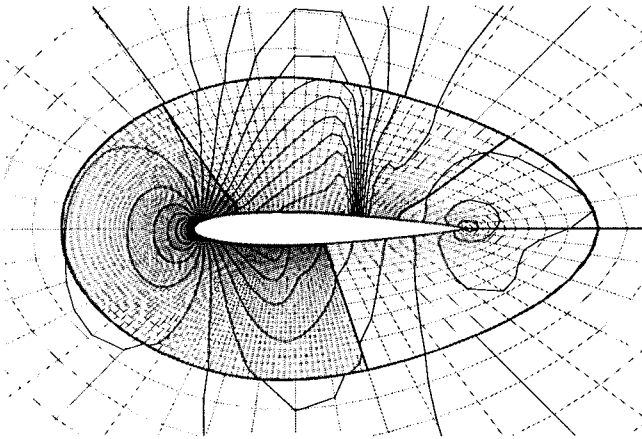


Bild 1: Netz um NACA 0012 Profil mit Netzvergrößerungen

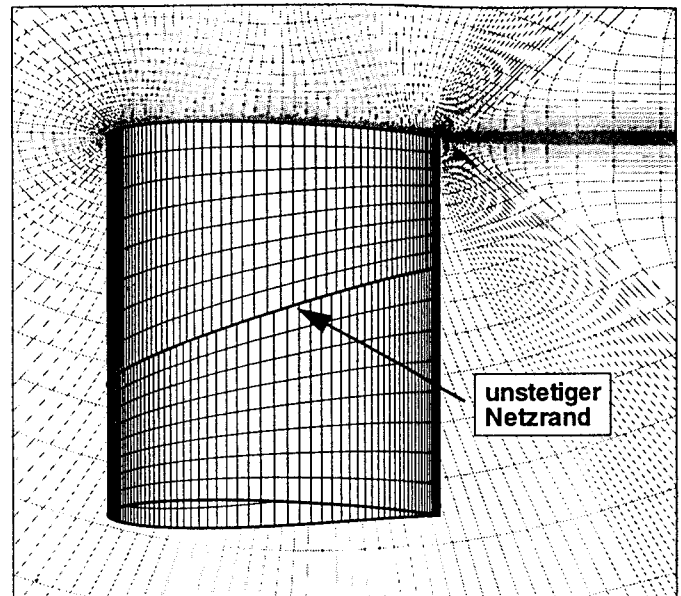
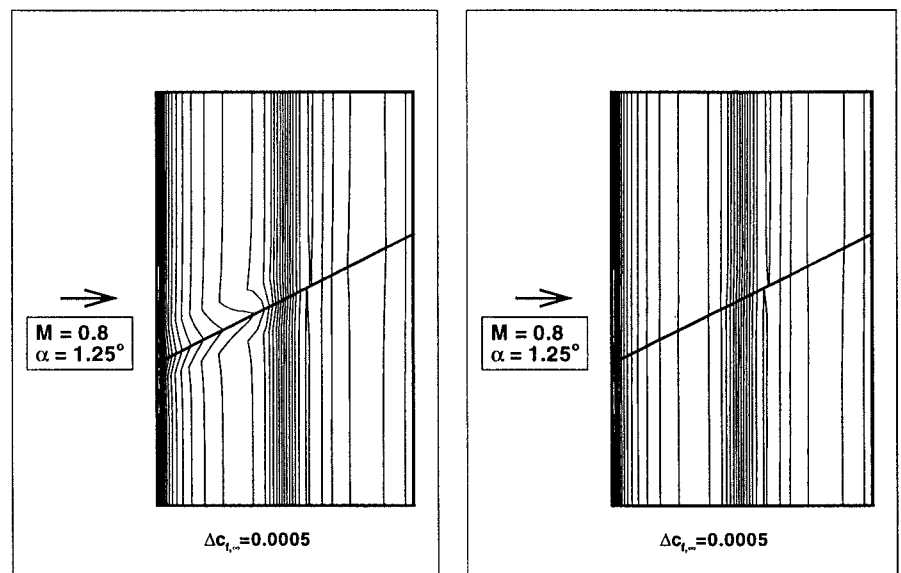


Bild 2: Netz um NACA0012 Flügel mit unstetigen Netzlinien

Bild 3: Verbesserung der Vorhersage des örtlichen Schubspannungsbeiwertes auf der Flügeloberseite des in Bild 2 dargestellten Flügels, links: alte Methode, rechts: verbesserte Methode



Weiteres Vorgehen

Es soll eine konservative Behandlung für Blockränder mit diskontinuierlich verlaufenden Blockrändern implementiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. René Volkert / Dr.-Ing. Michael Breuer	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen (LSTM)	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-266 Telefax: 09131/761-242 e-mail: rene@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	Lehrstuhl für Informatik V, Technische Universität München Fachgebiet Numerische Berechnungsverfahren im Maschinenbau, Technische Hochschule Darmstadt	
Thema	Entwicklung statistischer Turbulenzmodelle auf der Basis einer kombiniert experimentell/numerisch erzeugten Datenbasis	
Ausgangssituation	In vielen technischen Anwendungen spielen Strömungsphänomene eine herausragende Rolle. Jedoch ist eine genaue Beschreibung turbulenter Strömungsvorgänge aufgrund der beschränkten Rechen- und Speicherkapazität bisher i.a. nicht möglich. Um dennoch verlässliche Vorhersagen turbulenter Strömungen treffen zu können, bleibt der Einsatz von statistischen Turbulenzmodellen im Ingenieurbereich unabdingbar.	
Ziel	Heute übliche Turbulenzmodelle weisen im allgemeinen erhebliche Nachteile auf, da insbesondere komplexere Strömungsformen wie Ablösung, Drall oder Sekundärströmungseffekte nicht akkurat wiedergegeben werden. Ziel des Gemeinschaftsprojekts ist deshalb die Weiterentwicklung und Verbesserung von auf den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichungen beruhenden statistischen Turbulenzmodellen. In Zusammenarbeit mit den Fachgebieten Informatik, Numerische Strömungsmechanik, Meßtechnik und Turbulenzforschung wird eine detaillierte Daten- und Wissensbasis erstellt, anhand derer statistische Turbulenzmodelle verbessert werden sollen.	
Lösungsweg	Kernpunkt der Arbeiten der Numerikgruppe am LSTM Erlangen ist die Durchführung von Direkten Numerischen Simulationen . Dafür zur Verfügung steht ein für moderne Parallelrechnerarchitekturen entwickeltes, hocheffizientes Finite-Volumen Verfahren (FASTEST-3D). Mit Hilfe der an der TU München entwickelten Kombinationstechnik soll gleichzeitig sowohl der immense Speicherplatzbedarf als auch die hohen Rechenzeiten bei DNS deutlich reduziert werden. Die damit erreichbare Effizienzsteigerung kann einerseits zur Verkürzung der Durchlaufzeiten genutzt werden, andererseits liefert sie das Potential, turbulente Strömungen mit höheren Reynoldszahlen berechnen zu können. Im ersten Schritt wurde eine homogene turbulente Strömung (Kanalströmung) numerisch untersucht. Dies war vor allem deshalb interessant, da diese Strömung bereits mehrfach mit DNS simuliert worden ist, und somit die Ergebnisse von FASTEST-3D mit Literaturwerten [1] verglichen werden konnten.	

AG STAB

Bei hinreichend feiner Auflösung ergab sich eine gute Übereinstimmung mit den DNS-Daten von Kim et al. [1].

Im zweiten Schritt wurden erste Simulationsrechnungen mit Hilfe der Kombinationstechnik durchgeführt. Dabei beschränkten sich die Untersuchungen zunächst auf stationäre Laminarströmungen (Kanal- und Stufenströmung). Die Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen auf dem sogenannten dünnen Gitter erhält man hierbei durch eine Linearkombination diskreter Lösungen auf regelmäßigen Gittern mit unterschiedlichen Maschenweiten in die verschiedenen Raumrichtungen. Im Falle einer stationären Rechnung wird die Kombination der Lösungen der ausgedünnten Gitter nur einmal am Ende der Simulation durchgeführt.

Ergebnis

Die stationäre Stufenströmung wurde für eine Reynoldszahl $Re = 120$ sowohl auf einem vollem Gitter mit $128 \times 32 \times 32$ Gitterpunkten (siehe Abb.1/oben) als auch mit Hilfe der Kombinationstechnik simuliert. Für die Kombinationslösungen in Abb.1/Mitte wurden vier Lösungen auf ausgedünnten Gittern kombiniert, wohingegen Abb.1/unten die nächste mögliche Kombination aus bereits zehn Einzelgitterlösungen zeigt. Der Vergleich der Kombinationslösungen mit der Vollgitterlösung liefert eine qualitativ gute Übereinstimmung bezüglich des Strömungsverlaufs. Eine quantitative Analyse der Ergebnisse läßt sich z.B. anhand der Lage des Rezirkulationspunktes der Strömung am unteren Rand des Rechengebietes durchführen. Die maximale Differenz zwischen Vollgitter- und Kombinationslösung betrug dabei 2.8%.

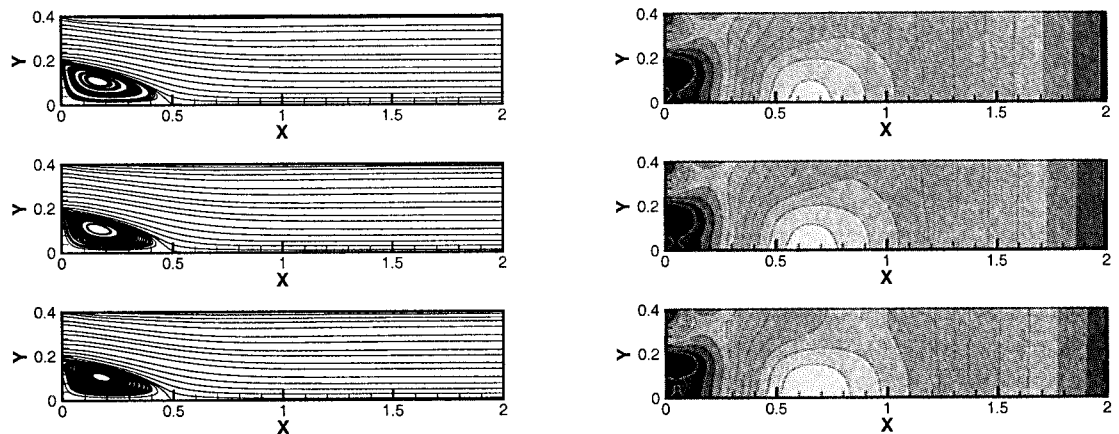


Abbildung 1: Stromlinienverlauf (links) und Druckfeld (rechts) einer rückspringenden Stufe bei einer Reynoldszahl $Re = 120$, oben: Vollgitterlösung, Mitte: Kombinationslösung (4 Gitter), unten: Kombinationslösung (10 Gitter).

Literatur

- [1] J. Kim, P. Moin and R. Moser. *Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number*. In *Journal of Fluid Mechanics*, 177, 133-166, 1987.
- [2] W. Huber. *Turbulenzsimulation mit der Kombinationsmethode auf Parallelrechnern und Workstation-Netzen*. Dissertation, Institut für Informatik, TU München, 1996.

Weiteres Vorgehen

Nachdem erste Tests von stationären, laminaren Kanal- und Stufenströmungen mit Hilfe der Kombinationstechnik durchgeführt wurden, soll im nächsten Schritt die Möglichkeit der Berechnung instationärer Strömungen mit der Kombinationstechnik ins Auge gefaßt werden. Als Beispiel dient auch hier zunächst wieder die turbulente Kanalströmung. Im Anschluß daran wird die Komplexität der zu untersuchenden Strömungen sukzessiv gesteigert, wobei vor allem freie Scherschichten und Nachlaufströmungen untersucht werden sollen.

Datum: 01.04.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Thomas Weber, Dr.-Ing. G. Brenner	
Institut	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse	Cauerstr.4 91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-274 Telefax: 09131/761-242 E-Mail: thomas@lstm.uni-erlangen.de
Weitere Partner	Max Rhodius GmbH, Weißenburg/Bay. Daimler Chrysler AG, Stuttgart	
Thema	Numerische Untersuchung des Konvertierungsverhalten heterogener, stofftransport-limitierter Reaktionen für unterschiedliche Strömungskonfigurationen	
Ausgangssituation	In den meisten neuzugelassenen PKW's werden heute zur Abgasnachbehandlung monolithische Katalysatoren, entweder auf Metallfolien- oder keramischer Basis, verwendet. Diese besitzen zwar eine große spezifische Oberfläche, jedoch führt ihr relativ langer Aufheizvorgang zu Beginn der Fahrt aufgrund der niedrigen Konvertierungsraten bei niedrigen Temperaturen zu sehr schlechten Abgaswerten. Hinzu kommt, bedingt durch deren Bauart, eine sehr hohe Belastung des Katalysators in bestimmten Zonen. Eine Alternative könnte hier die Verwendung von porösen Medien in Form von Drahtgestrickkatalysatoren sein. Diese besitzen zwar einen höheren Druckverlust und eine deutlich geringere spezifische Oberfläche, könnten aber aufgrund der intensiven Quervermischung durchaus vergleichbare Konvertierungsraten wie der Metallfolien-Katalysator erreichen. Insbesondere im Anfahrverhalten werden Vorteile beim Drahtgestrick gesehen.	
Ziel	Hauptziel der Arbeit ist die Einschätzung des Potentials von Drahtgestrickkatalysatoren (DG-Kat) im Vergleich zu Metallfolienkatalysatoren (MF-Kat) für KFZ-Anwendungen.	
Lösungsweg	Im Rahmen des Projektes wird eine Bewertung der beiden Technologien hinsichtlich ihrer hydrodynamischen und thermischen Eigenschaften sowie der Konvertierungsraten anhand von vereinfachten Modellkonfigurationen durchgeführt. Alle Berechnungen werden mit der Strömungssimulationssoftware Fastest 2D durchgeführt. Dabei wird zur Berechnung von Strömung und Druckverlust sowie des Wärmetransports die Struktur des Katalysators im Rahmen eines Homogenisierungsansatzes erfaßt, während zur Berechnung der Abgaskonvertierungsraten eine detaillierte Simulation mit einer vereinfachten Modellgeometrie verwendet wird.	

Ergebnis

Zum Vergleich der Abgaskonvertierungsraten im MF-Kat bzw. DG-Kat wurden Modellkonfigurationen gewählt, die das Verhalten der realen Struktur wiedergeben sollten. Die monolithische Struktur wurde durch ein längsdurchströmtes Rohrbündel angenähert. Es kommt zur Ausbildung einer Wandgrenzschicht und damit zur Limitierung des Umsatzes durch Filmbildung an der Wand. Das Rechengebiet hatte eine Länge von 20 mm, der Durchmesser betrug 1 mm. Die Oberflächenreaktionen wurden mittels Reaktionsgeschwindigkeitsansätzen nach Eley-Rideal und Langmuir-Hinshelwood berechnet. Zur Modellierung des Drahtgestrickes wurde eine Anordnung querangeströmter dünner Zylinder gewählt. In einem ersten Fall wurde eine nicht-versetzte Aufreihung, im zweiten Fall eine versetzte Aufreihung der Zylinder benutzt. Abb.1 zeigt exemplarisch die Konzentrationsverteilung von NO in den verschiedenen Modellkonfigurationen. Deutlich zu erkennen ist, daß die Konvertierung im DG-Kat langsamer verläuft, was im wesentlichen auf die geringere spezifische Oberfläche zurückzuführen ist (im Verhältnis 1:4 im Vergleich zum Monolithen). Dieser Nachteil wird durch die bessere Vermischung nur teilweise kompensiert. Zu erkennen ist ein deutlicher Einfluß der Geometrie der Struktur auf die Durchmischung und die Konvertierungsraten.

Bewertung der Konversion

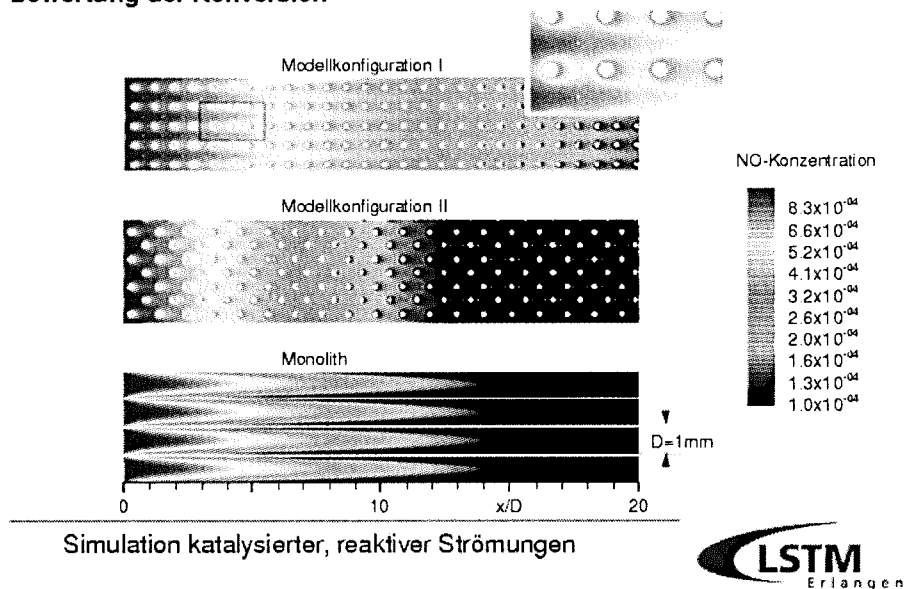


Abbildung 1: NO-Konvertierungsraten

Literatur

- [1] *Fastest 2D, User Manual V3.52*, INVENT Computing GmbH, Erlangen, 1998.
- [2] M. Baerns, H. Hofmann, A. Renken. *Chemische Reaktionstechnik*. Georg Thieme Verlag, Stuttgart, 1992.
- [3] O. Deutschmann. *Modellierung von Reaktionen an Oberflächen und deren Kopplung mit chemisch reagierenden Strömungen*. Dissertation, Universität Heidelberg, 1996.
- [4] S.H. Oh et. al., *Comparative Kinetic Studies of CO-O₂ and CO-NO Reactions over Single Crystal and Supported Rhodium Catalysts*, J. Catalysis 100, 360-376, 1986.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Thomas Weber, Dr.-Ing. G. Brenner		
Institut	Lehrstuhl für Strömungsmechanik		
Adresse	Cauerstr.4 91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-274 Telefax: 09131/761-242 E-Mail: thomas@lstm.uni-erlangen.de	
Weitere Partner	Universität Erlangen-Nürnberg Lehrstuhl für Reaktionstechnik		
Thema	Numerische Strömungsmechanik als Basis zur Reaktormodellierung		
Ausgangssituation	Die Entwicklung eines chemischen Verfahrens beginnt mit der Entdeckung einer neuen Reaktion. Diese Reaktion führt zu einem neuen Produkt, oder, was wahrscheinlicher ist, sie bietet eine Möglichkeit, ein bestehendes Produkt deutlich günstiger zu produzieren. Der gesamte Entwicklungsprozeß beginnt im Labor, wo der Reaktionsmechanismus und die kinetischen Daten der neuen Reaktion bestimmt werden. Bereits hier werden die Parameter wie Temperaturbereiche, Konzentrationsbereiche der beteiligten Spezies und Verweilzeit bestimmt, bei denen der Umsatz und die Selektivität maximiert werden können. Die anschließende Übertragung auf einen technischen Maßstab erfolgt durch Scale-Up-Vorschriften, die die Einflüsse der veränderten hydrodynamischen Eigenschaften, vor allem im Wärme- und Stofftransportverhalten, berücksichtigen sollen. Die Änderung der Skalen im Reaktor und die damit verbundene Turbulenz führt bei der Übertragung der Laborerkenntnisse auf den industriellen Maßstab zu Einbußen in Umsatz und Selektivität. Eine Alternative zum Scale-Up bietet der Übergang zu sogenannten Mikrostrukturreaktoren (Abb.1, Abb.2). Diese Reaktoren wurden auf Basis der Ende der 80er Jahre entwickelten Mikrowärmeübertrager entwickelt. Sie besitzen bis zu 8000 100-300 μm kleine Kanäle. Vorteil dieser Reaktoren ist eine hohe Wärmeübertragungsleistung, kurze, genau einstellbare Verweilzeiten und kurze Diffusionswege, die bei stofftransportlimitierten Reaktionen zu einer Umsatzsteigerung führen können.		
Ziel	Ziel der Arbeit ist es, das Potential dieser neuartigen Reaktoren in Hinblick auf eine spätere industrielle Nutzung herauszufinden.		
Lösungsweg	Mit Hilfe des am LSTM entwickelten Simulationspaketes FASTEST werden Simulationsrechnungen zum Mikrostrukturreaktor durchgeführt. Hierbei werden im Bereich der Hydrodynamik Druckverlust sowie Strömungsverteilung in verschiedenen Mehrkanalsystemen ermittelt. Erkenntnisse über das Stofftransportverhalten bei An- und Abwesenheit von chemischen Reaktionen sowie die Bestimmung des Verweilzeitverhaltens in solchen Reaktoren werden nach reaktionstechnischen Gesichtspunkten ausgewertet.		

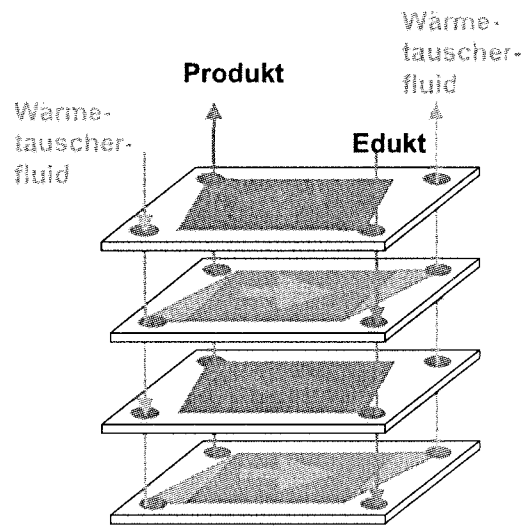


Abbildung 1: Schematische Darstellung eines Mikrostruktureaktors

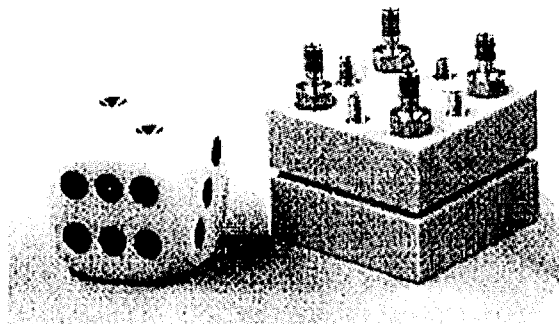


Abbildung 2: Größenvergleich – Mikrostruktureaktor und Würfel

Literatur

- [1] *FASTEST - Parallel Multigrid Solver for Flows in Complex Geometries*, Manual, 1994.
- [2] M. Baerns, H. Hofmann, A. Renken. *Chemische Reaktionstechnik*. Georg Thieme Verlag, Stuttgart, 1992.
- [3] O. Deutschmann. *Modellierung von Reaktionen an Oberflächen und deren Kopplung mit chemisch reagierenden Strömungen*. Dissertation, Universität Heidelberg, 1996.

Weiteres Vorgehen

In einem ersten Schritt sollen dreidimensionale, numerische Untersuchungen an einem Rechteckkanal durchgeführt werden. Variiert werden sollen dabei Einstromprofile und -geschwindigkeiten, Reaktionsgeschwindigkeiten sowie Stofftransporteigenschaften der Fluide. Neben den Zielgrößen wie Druckverlust, Verweilzeit, Umsatz und Selektivität der Reaktionen soll geprüft werden, ob für bestimmte Seitenverhältnisse des Rechteckkanals eine vereinfachte zweidimensionale Simulation zur Untersuchung des Systems ausreicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C. Weishäupl	
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München	
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon +89-289-16131 Telefax +89-289-16151
weitere Partner	—	
Thema	<i>Euler-Lösungen für Tragflügelprofile in inhomogener Strömung</i>	
Ausgangssituation	Inhomogene Strömungen sind dadurch gekennzeichnet, daß zumindest eine Strömungsgröße einen räumlichen Gradienten aufweist. Strömungsverhältnisse, bei denen die Geschwindigkeit quer zur Strömungsrichtung veränderlich ist, werden als Scherwinde bezeichnet. In der Atmosphäre natürlich auftretende Inhomogenitäten, wie beispielsweise Jetstreams (Strahlströme) und Microbursts, sind für die Flugsicherheit von großer Bedeutung, da sie nicht unmittelbar vorhersehbar und kalkulierbar sind.	
Ziel	Anhand eines idealisierten Scherwindfeldes soll die Wirkung inhomogener Strömungen auf Tragflügelprofile untersucht werden. Als Beispiel für einen realistischen Fall inhomogener Strömung wird der Horizontalflug eines NACA 0012 Profils durch einen Microburst, ein atmosphärisches Phänomen, das häufig in Gewittern oder Regenschauern auftritt, betrachtet.	
Lösungsweg	Zu behandeln sind Strömungen mit Geschwindigkeitsgradienten. Dazu wird von reibungsfreier aber drehungsbehafteter kompressibler Strömung ausgegangen. Die beschreibenden Gleichungen sind in diesem Fall die Euler-Gleichungen. Bei dem verwendeten Euler-Verfahren handelt es sich um ein Finite-Volumen-Verfahren mit TVD-Eigenschaft. Die numerische Flußformulierung erfolgt nach Yee, Roe und Davis. Da bei inhomogener Anströmung nicht a priori von lokal eindimensionaler Strömung am Rand ausgegangen werden kann, werden Fernfeldrandbedingungen auf der Basis der mehrdimensionalen charakteristischen Gleichungen formuliert. Das Geschwindigkeitsfeld des Microbursts, gekennzeichnet durch einen starken lokalen Abwind, der auf den Boden auftrifft und radial auseinanderbirst, so daß sich starke Horizontalwinde nahe der Oberfläche entwickeln, wird potentialtheoretisch modelliert. Die Untersuchungen erfolgen zweidimensional an einem NACA 0012 Profil. Die Diskretisierung des Rechenraums erfolgt mit flexiblen strukturierten Multiblocknetzen. Für die Simulationen ist es erforderlich, daß sich das Profil durch inhomogene Felder bewegt, d. h. größere Wegstrecken müssen zurückgelegt werden. Dazu wird das gesamte Rechengebiet als Starrkörper bewegt, so daß eine konstante Netzqualität gewährleistet ist.	
Ergebnis	Betrachtet wird ein idealisiertes Scherwindfeld bei subsonischen stationären Verhältnissen. Wichtige Parameter in diesem Zusammenhang sind das Niveau der Anströmmachzahl M_F , der Scherwindgradient $\Delta M/\Delta y$, der Anstellwinkel α und die Position des Profils im Scherwindfeld y_P . Befindet sich das Profil auf halber Höhe des Scherwinds bei 0° Anstellwinkel, vgl. Bild 1a, führt ein positiver Gradient $\Delta M/\Delta y$ zu einer positiven Zusatzgeschwindigkeit auf der Oberseite und einer negativen	

auf der Unterseite, vgl. Bild 1b. Daraus resultiert ein positiver Zusatzauftrieb und ein kopflastiges Moment um die 25%-Achse. Für den Flug durch einen Microburst sind die längs des Flugpfads induzierten Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeiten maßgebend, vgl. Bild 2a. Die ausgewählten Parameter orientieren sich am DFW-Microburst, dem 1985 in Dallas ein Flugzeug zum Opfer fiel. Für die Horizontalgeschwindigkeit ergibt sich zunächst Gegenwind, der auf ein Maximum ansteigt und anschließend wieder abfällt und anschließend gleichermaßen Rückenwind. Hinsichtlich der Vertikalgeschwindigkeit herrscht zunächst ein leichter Aufwind, im weiteren Verlauf sinkt die Vertikalgeschwindigkeit zu einem starken Abwind ab und steigt anschließend wieder zu einem leichten Aufwind hin an. Die Charakteristik des Auftriebs- und Momentenbeiwerts während des Durchflugs bei $M_F = 0.4$ und $\alpha = 0^\circ$, vgl. Bild 2b, folgt mit einem gewissen Zeitverzug der Vertikalkomponente der induzierten Geschwindigkeit. Wichtig sind die starken Änderungen im Auftrieb zusammen mit schnellen Wechseln im Moment, die bei der Flugregelung unbedingt zu berücksichtigen sind.

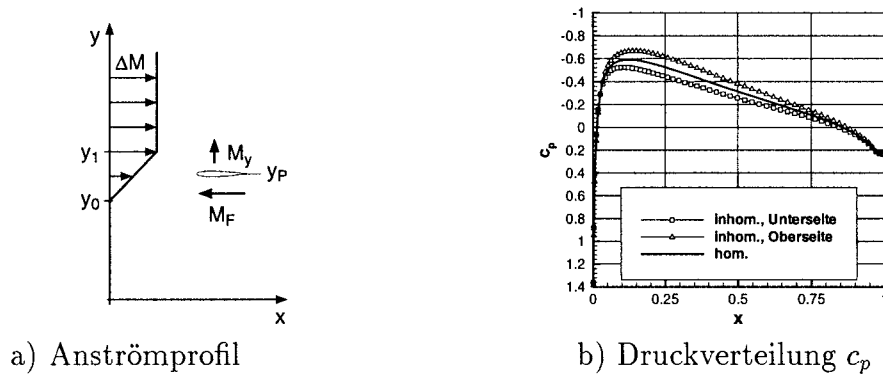


Bild 1: NACA 0012 Profil: idealisierter Scherwind mit $M_F = 0.4$, $\alpha = 0^\circ$, $\Delta M = 0.1$, $\Delta M/\Delta y = 0.2$

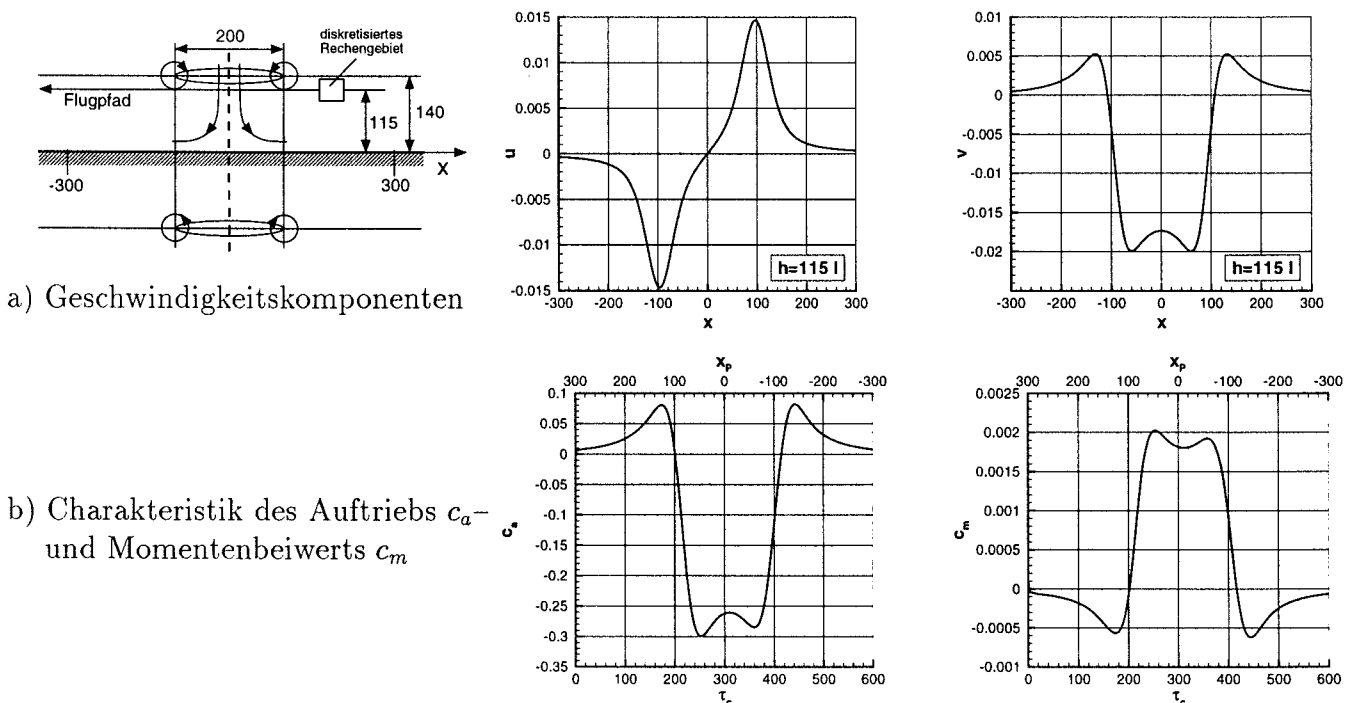


Bild 2: NACA 0012 Profil: Horizontalflug mit $M_F = 0.4$ und $\alpha = 0^\circ$ durch einen Microburst

Literatur [1] C. Weishäupl:
Tragflügelprofile in inhomogener Strömung. Dissertation, TU München, s. a. Herbert Utz Verlag Wissenschaft, München, 1998.

weiteres Vorgehen Die Untersuchungen sind für Tragflügel bzw. Flugzeugkonfigurationen im Dreidimensionalen fortzuführen. Weiterhin ist der Einsatz eines Navier-Stokes-Verfahrens wünschenswert.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. S.Bose, Prof. Dr.-Ing. W.Nitsche	
Institution	TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt	
Adresse	Sekr. F2, Marchstr.12, 10587 Berlin	Telefon: +49 (0)30 31421373 Telefax: +49 (0)30 31422955
weitere Partner	DASA Airbus	

Thema Untersuchungen zur quantitativen Wandschubspannungsmessung unter kompressiblen Strömungsbedingungen

Ausgangssituation

Bei der Auslegung moderner Tragflügel, z.B. transsonischer Laminarflügel, ist die Verteilung des lokalen Reibungswiderstandes von großem Interesse. Dies erfordert die Bereitstellung geeigneter Meßverfahren, die besonders unter den typischen Randbedingungen transsonischer Profilströmungen (starke Druckgradienten, eingelagerte Stöße, stoßinduzierte Ablösung) eine quantitativ sichere Ermittlung der lokalen Wandreibung ermöglichen. Da für diesen Anwendungsfall kaum vergleichende Messungen vorliegen, die eine Aussage über die Genauigkeit bzw. die Einsatzgrenzen der Wandreibungssensoren zulassen, ist auf diesem Gebiet ein relativ großer Klärungsbedarf gegeben.

Ziel

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist die Klassifizierung geeigneter Wandreibungssensoren in Hinblick auf deren Anwendung in transsonischen Tragflügelexperimenten. Dabei wird speziell der Einfluß der Kompressibilität, von starken Druckgradienten und die Auswirkung eingebetteter Verdichtungsstöße untersucht, wobei sowohl direkte als auch indirekte Wandreibungssensoren vergleichend eingesetzt werden.

Lösungsweg

Die vergleichenden Wandreibungsmessungen erfolgten in einer kompressiblen und stoßbehafteten Wandgrenzschicht. Dabei befanden sich drei indirekte (Oberflächenheißfilm, Oberflächen-draht, CPM3-Computational Preston Tube Method) sowie eine direkte Methode (Wandreibungswaage SM251) wandbündig auf einem Einsatz in der Kanalwand des ILR-Transschallkanals. Mit Hilfe einer für diesen Fall berechneten und konstruierten traversierbaren einseitigen Lavaldüse wird im Meßbereich ein senkrechter Stoß erzeugt (Bild1), der über die Sensoren hinweg durch Traversieren des Düsenkörpers in Strömungsrichtung positionierbar war. Somit war die Erfassung des gesamten Stoßgebietes bei fixierter Lage der Sensoren gewährleistet. Mit Hilfe einer Fischmaulsonde wurden zusätzlich Geschwindigkeitsprofile im Bereich der Sensoren aufgenommen, Bild 2.

Ergebnis

Ein Ergebnis der vergleichenden Wandreibungsmessung im Bereich des Stoßes ist in Bild 3 zu sehen. Dabei ist deutlich zu erkennen, daß die Wandreibungswaage, die in bisherigen Messungen als Kalibrationsnormal herangezogen wurde, Schwachstellen im unmittelbaren Bereich des Stoßes, bzw. im Bereich wechselnder Druckgradienten aufweist. Dies kann mit den Druckausgleichsbohrungen in Zusammenhang gebracht werden, die für die Kompensation des Gehäuseinnendrucks, der auf den Meßaufnehmer (Schwimmer) wirkt, vorgesehen sind und die aber in ihren Standardpositionen im Fall vergleichsweise extremer Druckgradienten über dem Stoß nicht mehr den gewünschten Ausgleich liefern. Für den Wertevergleich wurden daher die Prestonrohr-Ergebnisse (CPM3) als Referenz herangezogen. Der Wandreibungsverlauf vom CPM3 weist hier ein starkes Abfallen der Wandreibung direkt hinter dem Stoß auf, was unmittelbar durch die Kompression über dem Stoß hervorgerufen wird. Die Position des Verdichtungsstoßes wird vom Oberflächenheißfilm, Oberflächendraht sowie vom CPM3 an der gleichen x_{Laval} -Position wiedergegeben. Stark voneinander abweichende Wandreibungswerte treten besonders direkt hinter dem Stoß auf ($0 < x_{Laval} [mm] < 20$). So nehmen die Abweichungen von Heißfilm und Oberflächendraht in diesem Bereich mit ca. $50\% \tau_w$ einen Maximalwert an, der auch mit einer Kalibrationskorrektur für den Druckanstieg nicht konvertierbar ist. Im Bereich geringerer Druckgradienten ($x_{Laval} > 20$) kann dagegen eine Druckgradientenkorrektur der Kalibrationsfunktion erfolgreich angewendet werden, was die Abweichung der eingesetzten Verfahren deutlich verrin-

gert. Somit kann festgestellt werden, daß die hier untersuchten Meßmethoden den τ_w -Verlauf des Stoßgebietes insgesamt gut wiedergeben, jedoch treten größere Abweichungen unmittelbar hinter dem Stoß auf, was bei einer Anwendung in diesem Strömungsbereich daher berücksichtigt werden muß.

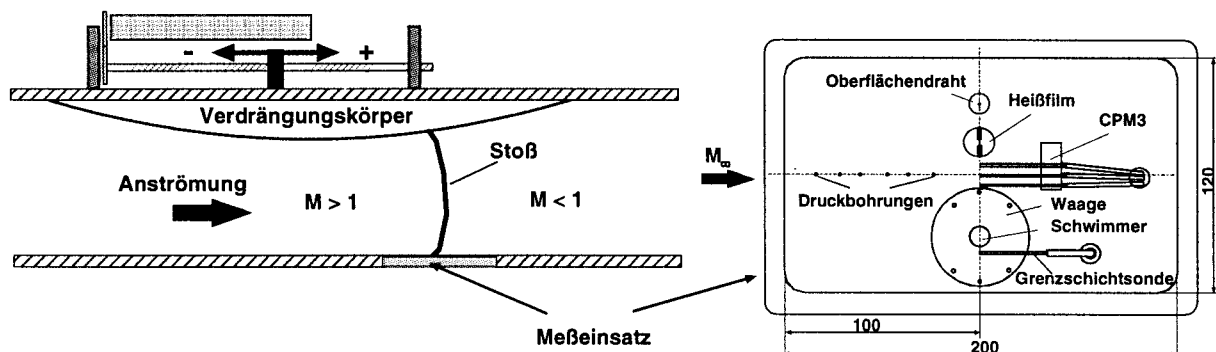


Bild 1: Versuchsaufbau mit Meßeinsatz

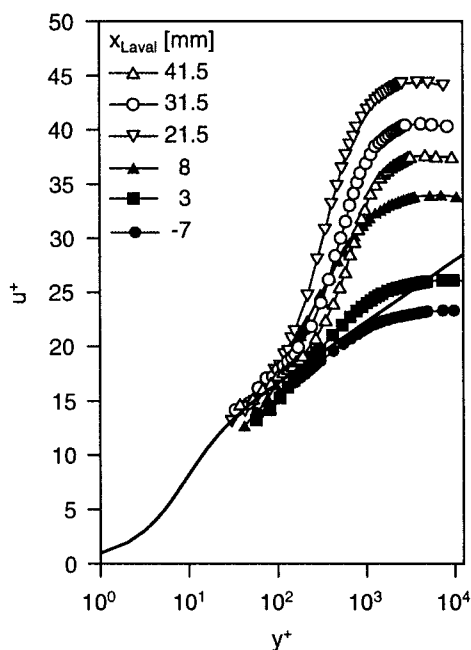


Bild 2: Dimensionslose Geschwindigkeitsprofile im Stoßgebiet

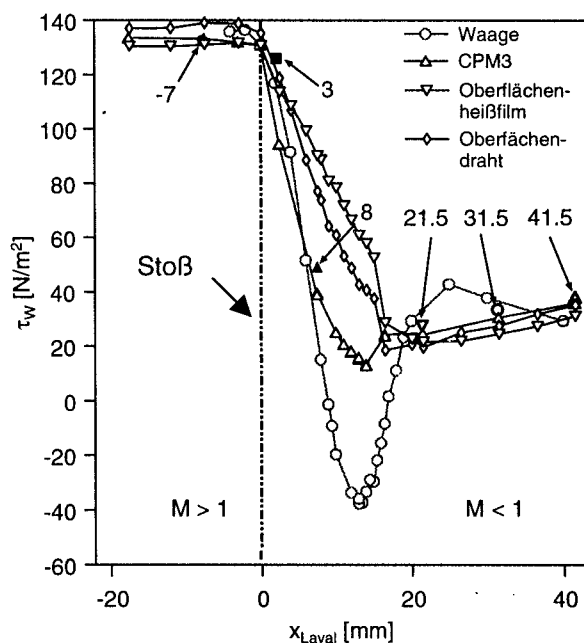


Bild 3: Wandreibungsverteilung im Bereich eines senkrechten Verdichtungsstoßes

Literatur

S.Bose, F.Haselbach, T.Ehlers, W.Nitsche, "Comparative investigations on the reliability of direct and indirect skin friction measurement techniques in compressible fluids", Proc. FLUCOME '97, Vol. 1, pp. 107 - 113, 1997

W.Nitsche, S.Bose, F.Haselbach, J.Suttan, "Capabilities of surface measurement techniques and their impact on modern wing-design and assesment"; Proc. 21th ICAS Conference, ICAS-98-3,3,4

Weiteres Vorgehen

Die Sensoren sollen an einem transsonischen Profilmodell zur Anwendung kommen, wo besonders die stoßbehaftete Grenzschicht unter laminaren und turbulenten Strömungsbedingungen untersucht werden soll.

Datum: 11.03.1999

Mitteilung

- Projektgruppe:** DFG Schwerpunktprogramm „Transition“, Themenkreis IV
- Ansprechpartner:** Dipl.-Ing. Peter Erb, Prof. Bernd Ewald, Dipl.-Ing. Manfred Roth, Prof. Cameron Tropea
- Institution:** TU Darmstadt, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik
- Adresse:** TU Darmstadt, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik
Flughafenstr. 19, 64347 Griesheim, **Telefon:** 06151/16-6223
- Thema:** „In Situ“ Kalibrierverfahren für Oberflächen-Heißfilm-Sensoren basierend auf der Staupunktströmung.

Ausgangssituation: Um Heißfilmsensoren nicht nur für qualitative, sondern auch für quantitative Messungen von Strömungsgrößen der Grenzschicht verwenden zu können, müssen diese mit einer definierten Kalibrationsströmung kalibriert werden. Dabei muß der Sensor „in situ“ am endgültigen Meßort abgeglichen werden, um alle dortigen Einflußparameter des Untergrundes und der Aufbringung berücksichtigen zu können.

Bislang wurden einzelne Sensoren mit Hilfe eines ebenen Wandstrahles kalibriert. Die besondere Problematik beim ebenen, laminaren Wandstrahl besteht im Übergang zwischen Düse und Oberfläche des Meßobjekts, da jede Rauigkeit Turbulenz erzeugt. Außerdem muß ein definierter Abstand der Düse zum Sensor eingehalten werden. Für die zunehmend eingesetzten Heißfilmarrays ist diese Methode in der Praxis nicht befriedigend, da einerseits die Gefahr der Beschädigung der Sensoren durch Berührung mit der Gebläsedüse besteht, andererseits jeder Sensor einzeln angefahren und kalibriert werden muß.

Ziel: Das Ziel der Arbeit besteht in der Entwicklung eines praxistauglichen Kalibrationsverfahrens für Heißfilmarrays mit beliebiger Sensoranzahl und Packungsdichte. Die Kernforderungen dabei sind:

- Keine Berührung zwischen Düse und Meßobjekt
- Kalibration fast beliebig großer Sensorarrays „in einem Zug“
- Dabei vollständige Kalibration über laminare und turbulente Grenzschicht, um den gesamten Dynamikbereich für Transitionsuntersuchungen abzudecken.

Lösungsweg: Das Problem beim laminaren Wandstrahl ist der Übergang zwischen Düse und Oberfläche des Meßobjekts, da jede Rauigkeit Turbulenz erzeugt. Für die Kalibration von Heißfilmarrays soll das Gebläse traversierbar sein, wobei die Gefahr der Beschädigung der Sensoren durch eine Berührung mit der Gebläsedüse besteht. Deshalb muß der Wandstrahl berührungslos aufgebracht werden und trotzdem eine laminare Grenzschicht erzeugen. Für diese Aufgabe erscheint der **Einsatz eines senkrecht aufgebrachten laminaren Freistrahles** (s.Abb. 1) ideal. Das Gebläse ist durch eine Rollenanordnung traversierbar ausgeführt, wobei lediglich der Abstand zur Oberfläche konstant gehalten werden muß. Für den Nachweis der Anwendbarkeit des Verfahrens werden Kalibrationsfehler verursachende Einflußfaktoren wie Winkelfehler, Oberflächenkrümmung und Traversiergeschwindigkeit untersucht. Dazu wurde ein Prototyp der neuen Kalibrationseinrichtung gebaut.

Ergebnis: Bei etwa gleicher Größe von Düsenöffnung und Abstand zur Oberfläche ergibt sich im Mündungsbereich des Gebläses erwartungsgemäß ein Strömungsbild ähnlich der idealen Staupunktströmung. Auf Grund des negativen Druckgradienten stellt sich eine stabile und störungsfreie laminare Grenzschicht ein. Außerhalb des Mündungsbereichs entsteht durch die Freistrahlmischung eine stark turbulente Strömung, so daß der gesamte Transitionsbereich in dieser Wandstrahlform abgedeckt ist. Es wurden Experimente mit einem senkrecht stehenden, verschiebbaren Wandstrahlgebläse durchgeführt. Die Qualität der Kalibrationsströmung wurde durch statische Messungen bei unbewegtem Gebläse und durch zeitlich hochauflösende Messungen bei bewegtem Gebläse untersucht. Die Strömung des Gebläses läßt sich klar in laminar, transitional und turbulent klassifizieren. Im Mündungsbereich konnte eine stabile laminare Grenzschicht mit genau meßbarem Nullpunkt in der Wandschubspannung detektiert werden (s. Abb. 2). Diese im Staupunkt scheinbar von Null abweichende Wandschubspannung resultiert aus der realen Breite der Heißfilmsensoren. Vom Staupunkt ausgehend ergeben sich zwei gut auswertbare Maxima in der Wandschubspannung. Außerhalb des Mündungsbereichs schlägt die Grenzschicht in eine gleichmäßige, stark turbulente Strömung um. Durch die Existenz der klar ausgeprägten Maxima und Minima sind Kalibrationen auf den Absolutwert der Wandschubspannung möglich. Die turbulenten Grenzschichtbereiche erlauben einen Abgleich des dynamischen Sensorverhaltens, was besonders bei Untersuchungen zur Transitionsentwicklung erforderlich ist. Die erzeugte Kalibrationsströmung ist hochgenau reproduzierbar und gegen Schwankungen in der Traversiergeschwindigkeit, Winkelfehler zur Senkrechten sowie in der Traversierrichtung unempfindlich. Dadurch ergibt sich für die Praxis die bedeutende Möglichkeit, die Kalibrationseinrichtung „von Hand“ zügig über das Meßobjekt zu ziehen. Dabei werden alle im Einflußbereich der Kalibrationseinrichtung liegenden Sensoren „in einem Zug“ abgeglichen.

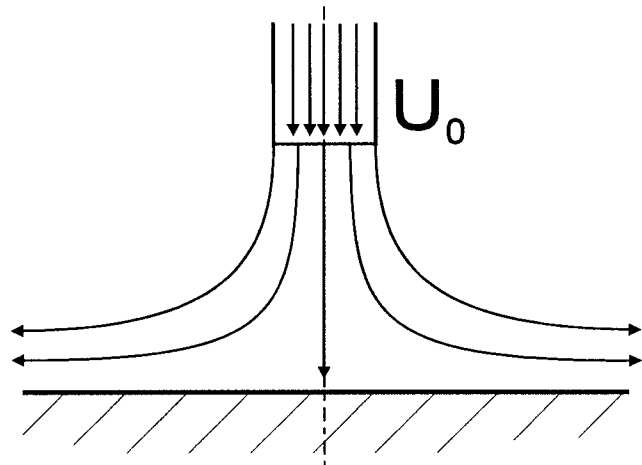
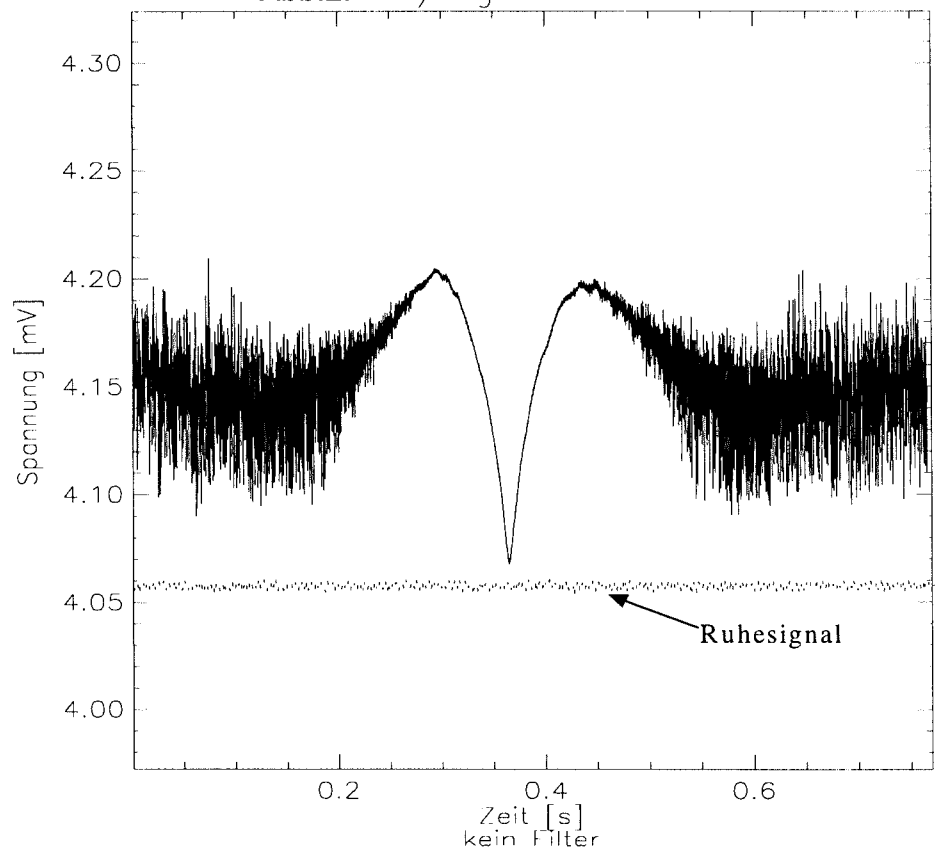


Abb.1: senkrechter Wandstrahl

Abb.2: Zeit/Signal-Schrieb



Mitteilung

Projektgruppe/ Meßtechnik
Fachkreis
Ansprechpartner Neven Lang

Institution RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut

Adresse Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 Telefon (0241)-80 5426
52062 Aachen Telefax (0241)-8888 257
Email neven@aia.rwth-aachen.de

Thema Untersuchung des Folgeverhaltens von Streulichtpartikeln für die Anwendung von PIV in Überschallströmungen

Ausgangssituation

Die Geschwindigkeitsmessung mit laseroptischen Meßverfahren wie der Laser Doppler Anemometrie (LDA) oder der Particle Image Velocimetry (PIV), die darauf beruhen, die Fluidgeschwindigkeit durch die Geschwindigkeit von in der Strömung mitgeführten Partikeln zu bestimmen, stellen hohe Ansprüche an das Partikelfolgevermögen. Bei der Anwendung solcher Verfahren in Überschallströmung ist dies von besonderer Bedeutung, da sowohl große Geschwindigkeitsgradienten in Form von Verdichtungsstößen als auch Wirbel mit sehr hoher Wirbelstärke auftreten. Die Folge ist ein fehlerhaftes Folgevermögen der Partikel gegenüber dem Fluid, da die Dichte der Partikel in Gasströmungen um ca. drei Größenordnungen höher als die des Fluids ist. Jedoch können nicht beliebig kleine Partikel verwendet werden, da mit abnehmendem Partikeldurchmesser die Streulichtmenge reduziert wird.

Ziel

Ziel der Untersuchungen ist eine Abschätzung des Partikelfolgevermögens, welches durch seine Allgemeingültigkeit auf andere Versuchsbedingungen übertragbar sein soll.

Lösungsweg

Die theoretischen Untersuchungen erfolgten durch Lösung der Basset-Boussinesq-Oseen Gleichung (BBO), welche die Bewegung von Partikeln in einer Strömung beschreibt. Eine Größenordnungsabschätzung der einzelnen Terme der BBO-Gleichung zeigt, daß die Bewegung von Partikeln stromab eines Verdichtungsstoßes nur durch die Trägheits- und Widerstandskräfte bestimmt ist.

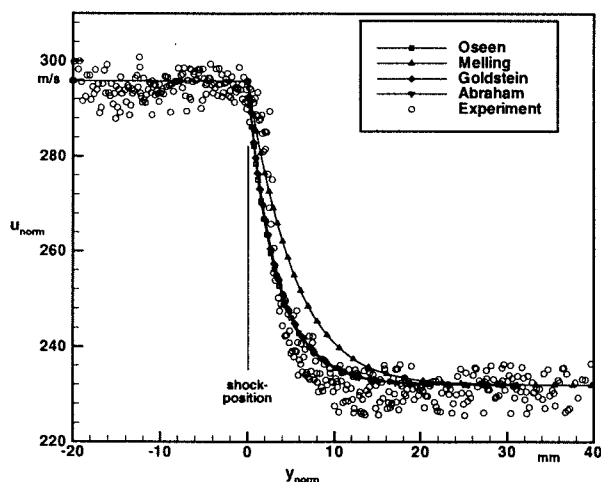


Bild 1: Gemessene und theoretische Geschwindigkeitsverteilung normal zur Stoßfront eines schrägen Verdichtungsstoßes bei $Ma = 2.02$ und einem Stoßwinkel $\sigma = 35^\circ$.

Eine Lösung der vereinfachten Bewegungsgleichung unter Verwendung unterschiedlicher Formulierungen für den Widerstandsbeiwert der kugelförmigen Partikel wurde mit Geschwindigkeitsmessungen im Bereich eines schrägen Verdichtungsstoßes verglichen. Es wurde die PIV bei einer Mach-Zahl $Ma = 2.02$ an einer ebenen Platte mit scharfer Vorderkante bei einem Anstellwinkel $\alpha = 6.25^\circ$ angewendet. In Bild 1 sind die gemessenen Geschwindigkeiten normal zur Stoßfront mit dem theoretisch erwarteten Folgevermögen verglichen. Die c_w -Wert Formulierungen, welche für Partikel-Reynoldszahlen $Re_p > 1$ gültig sind, ermöglichen eine gute Vorhersage der Partikelbewegung. Es ist zu sehen, daß die Partikel erst etwa 10 mm stromab des Verdichtungsstoßes die sie umgebende Fluidgeschwindigkeit von 231 m/s erreichen.

Um die Partikelbewegung in einem Wirbelsystem mit hoher Wirbelstärke zu untersuchen wurden Daten einer numerischen Simulation um die Delatflügelkonfiguration ELAC 1 herangezogen [1]. Der sich bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ ausbildende Primärwirbel hat eine Wirbelstärke von $\Omega = 30\,000\text{ m/s}$ bei einem Durchmesser von ca. 40 mm .

Mit diesen Werten wurde eine weitere theoretische Betrachtung des Partikelfolgevermögens durchgeführt. Eine Strömung entsprechend einer Festkörperrotation wurde dabei angenommen. Unter Berücksichtigung von Trägheits-, Widerstands- und Druckkräften und der mitbewegten Fluidmasse (virtuelle Masse) wurde eine exakte Lösung der BBO-Gleichung berechnet. Eine Fehlerabschätzung über die Meßdauer von Partikel- gegenüber der Fluidbahn zeigt für unterschiedliche Partikelarten jedoch keine signifikanten Unterschiede, was in den Anfangsbedingungen der Partikelbewegung begründet liegt. Eine Betrachtung des Partikelwegs über einen längeren Zeitraum zeigt jedoch den Einfluß von Partikeldurchmesser und -dichte, siehe Bild 2.

Für den Einsatz in Überschallströmungen empfiehlt sich nur das Ölaerosol aufgrund seiner geringen Dichte $\rho_p = 0.91\text{ kg/l}$ und seines kleinen Partikeldurchmessers $\bar{d}_p = 1.95\text{ }\mu\text{m}$. Andere Partikelarten zeigen z.B. aufgrund der hohen Dichte von $\rho_{p,\text{TiO}_2} = 4\text{ kg/l}$ von Titandioxid oder des Partikeldurchmessers $\bar{d}_{p,\text{Bärlapp}} = 30\text{ }\mu\text{m}$ ein mangelhaftes Folgevermögen ($\bar{d}_{p,\text{TiO}_2} = 1.95\text{ }\mu\text{m}$, $\rho_{p,\text{Bärlapp}} = 0.8\text{ kg/l}$). Für weitere Untersuchungen mit der PIV wurde daher das Ölaerosol eingesetzt. Es wurden Messungen an der Hyperschallkonfiguration ELAC 1 bei $Ma = 2$ und $\alpha = 10^\circ$ durchgeführt [2]. In mehreren Ebenen in Spannweitenrichtung und normal zur Oberfläche wurden Geschwindigkeitsmessungen ausgeführt und anschließend eine Rekonstruktion des Geschwindigkeitsfelds durchgeführt, so daß in dem Bereich des Primärwirbels in der Strömung alle Geschwindigkeitskomponenten bei unterschiedlichen Flügeltiefen bekannt sind. Die Messungen zeigen, daß auch in Bereichen mit sehr hoher Wirbelstärke mit der PIV gute Ergebnisse erzielt werden können.

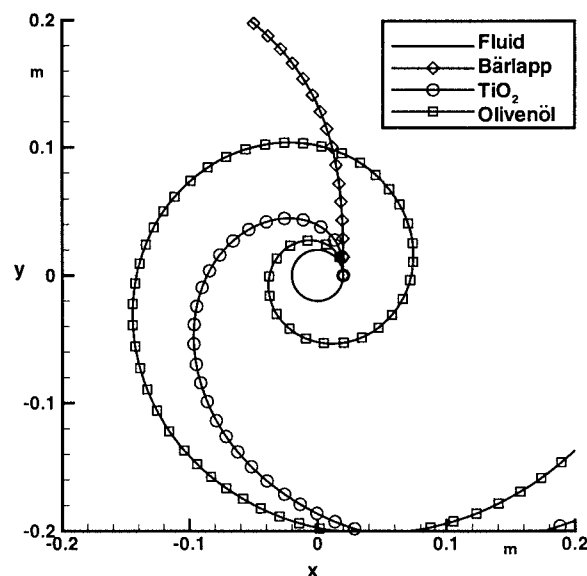


Bild 2: Partikelbahnen unterschiedlicher Partikel bei einem Startradius von $r_0 = 2\text{ cm}$ bei $\Omega = 30\,000\text{ 1/s}$ in einer Strömung entsprechend einer Festkörperrotation.

Literatur

- [1] A. Henze, E.M. Houtmann, M. Jacobs, and V.N. Vetlitsky. Comparison between experimental and numerical heat flux data for supersonic flow around ELAC 1. *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.*, 20:61–70, 1996.
- [2] N. Lang. PIV measurements in sub- and supersonic flow over the delta wing configuration ELAC. In *8. Int. Symp. on Flow Vis., Sorrento, Italy*, Paper No. 205, Sept. 1998.

weiteres Vorgehen

Die Lösung der Bewegungsgleichung der Partikel soll in Zukunft auch Corioliskräfte und den Magnusseffekt berücksichtigen. Dazu wird ein numerisches Verfahren eingesetzt werden. Desweiteren soll eine detailliertere Abschätzung des Meßfehlers aufgrund der vom Fluid abweichenden Partikelbahn in einem Wirbel erfolgen.

Datum November 1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Meßtechnik	
Ansprechpartner:	Prof. Dr. Ing. W. Nitsche, Dipl. Ing. O. Burkhardt	
Institution:	TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt	
Adresse:	Sekr. F2, Marchstr. 14 10587 Berlin	Telefon: (030) 314 – 23093 Telefax: (030) 314 – 22955
weitere Partner:	AEROMEMS-Projekt-Partner	
Thema:	Entwicklung robuster Oberflächensensorsysteme für die Tragflügel-aerodynamik	
Ausgangssituation:	Ein wichtiges Ziel der heutigen Aerodynamik-Forschung liegt in der Reduktion des Reibungswiderstands, da dieser rund 50% des Gesamtwiderstands eines Verkehrsflugzeugs im Reiseflug ausmacht und durch Antriebsleistung ausgeglichen werden muß. Neben passiven Verfahren zur Widerstandsreduktion gewinnen aktive Verfahren, wie das Absaugen oder die aktive Kontrolle der Tollmien-Schlichting-Wellen /1/, zunehmend an Bedeutung. Um derartige Kontrollverfahren in naher Zukunft auch serienmäßig an Tragflügeln nutzen zu können, werden zum einen robuste Oberflächensensoren benötigt, zum anderen kleine Meß- und Datenerfassungssysteme für die On-Line Kontrolle gefordert.	
Ziel:	Zielsetzung ist die Charakterisierung von verschiedenen Oberflächensensorarten (PVDF-Sensoren, Heißfilm, Oberflächenzaun) durch Erfassung von Zeitschrieben, Frequenzantworten, sowie Leistungsdichte- und Kohärenzspektren bei typischen aerodynamischen Lastfällen im Transschall. Speziell für die Heißfilmtechnik werden darüber hinaus für vorgegebene Sensorparameter (R_{Sensor}, T_{Sensor}) kostengünstige Mehrkanal-Anemometer entwickelt und getestet. Daraus resultierend sollen robuste Low-Cost-Sensorsysteme hergestellt werden, die serienmäßig zum Einsatz gebracht werden können.	
Lösungsweg:	Zur Erzielung von robusten Oberflächensensoren wurden Beschichtungslagen unterschiedlicher Dicke auf Oberflächensensor-Arrays (Heißfilme/PVDF-Sensoren) aufgebracht und in Windkanalversuchen getestet. Hierfür wurde ein Plattenmodell für den Transschallkanal konstruiert. Der betrachtete Bereich der Anströmungsgeschwindigkeit erstreckte sich von 20 bis 270 m/s ($Ma=0.1-0.8$). Zur Erfassung flächiger Strömungsprobleme wurde ein Low-Cost Multichannel Konstant-Temperatur-Anemometer (CTA) entwickelt und erfolgreich getestet. Einfache Modifikationen einzelner Kanäle ermöglichen außerdem die Benutzung als Konstant-Strom (CCA)- bzw. Konstant-Spannung (CVA)- Anemometer. Diese Varianten werden untereinander verglichen.	
Ergebnis:	Beschichtungsversuche von Heißfilmen zeigen, daß der Einfluß dünner Schutzfilme abhängig ist von der Strömungsgeschwindigkeit. Im Bereich hoher Geschwindigkeiten ($Ma=0.6-0.8$) wird nahezu kein Einfluß mehr auf die Frequenzantwort ausgeübt. Abb. 1 vergleicht für zwei Strömungsgeschwindigkeiten die Leistungsdichtespektren eines be- und unbeschichteten Heißfilmsensors.	

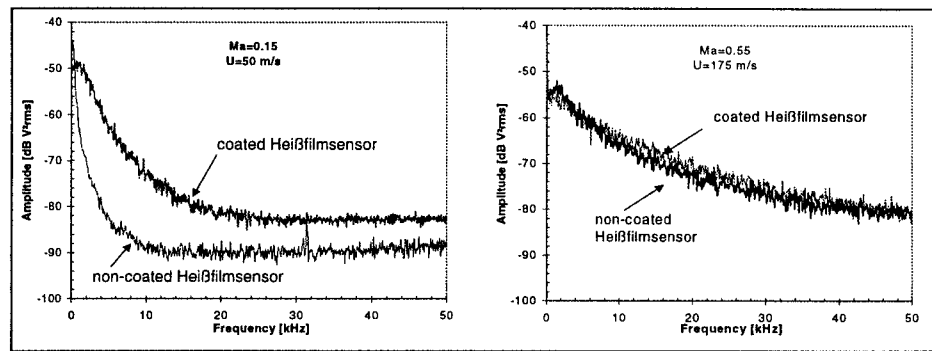


Abb. 1: Leistungsdichtespektren von Heißfilmsensoren (coated/ non.coated) /2/

Erste Beschichtungsversuche an PVDF-Sensoren zeigen, daß relativ dünne Schichtdicken ($d \approx 30 \mu\text{m}$) nur einen geringen Einfluß auf die Sensorempfindlichkeit haben und dementsprechend auf die Frequenzantwort. Dies gilt insbesondere für den hohen Geschwindigkeitsbereich ($Ma \geq 0.5$). Abb.2 vergleicht Leistungsdichtespektren von PVDF-Sensoren (coated/non-coated) für zwei Strömungsgeschwindigkeiten.

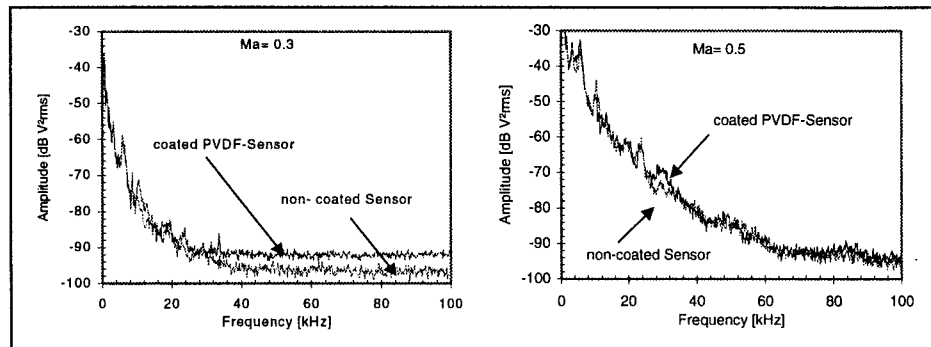


Abb. 2: Leistungsdichtespektren von PVDF-Sensoren (coated/ non.coated) /2/

In weiteren Versuchen zeigt ein Vergleich von PVDF-Sensor-Moden (piezo- und pyroelektrischen Modus), daß der Pyroeffekt bei hohen Strömungsgeschwindigkeiten ($Ma \geq 0.4$) auf einen Frequenzbereich bis 500 Hz limitiert ist und die Amplitudendifferenz zwischen den Moden mit steigender Geschwindigkeit abnimmt. Des weiteren haben die Messungen mit Piezofoliensensoren gezeigt, daß diese sehr empfindlich auf äußere Störeinflüsse (Vibration, Schall) reagieren. Bemühungen, diese Effekte positiv zu beeinflussen, sind Gegenstand weiterführender Untersuchungen.

weiteres Vorgehen:

Weitere Untersuchungen befassen sich mit beschichteten PVDF-Sensoren und variierenden Beschichtungsmaterialien. Die Untersuchungen haben eine Sensordesign- und Fertigungsoptimierung zum Ziel. Statische und dynamische Signalanalysen von CT-, CC- und CV-Anemometern mit Oberflächenheißfilmen bei hohen Strömungsgeschwindigkeiten sind geplant.

Literatur:

/1/ M.Baumann & W. Nitsche (1997)
Experiments on Active Control of Tollmien-Schlichting Waves on a Wing
Conference Proceedings of the 10th STAB-Symposium
Vieweg Verlag Braunschweig, pp 53-63

/2/ S.Favre, C.Warsop
An Investigation into the Viability of MEMS-Technology for Boundary Layer
Control on Aircraft
1st Annual Progress Report, AEROMEMS, British Aerospace, Dez. 1998

Datum:

Berlin, März 1999

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Meßtechnik

Ansprechpartner: Dr. E. Schüle

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/ 709-2803
Telefax: 0551/ 709-2811
e-mail: erich.schuelein@dlr.de

Thema: Weiterentwicklung der GISF-Technik für Wandschubspannungsmessungen in 3-D Strömungen mit Druckgradienten an gekrümmten Oberflächen.

Ausgangsposition:

Die OIL FILM INTERFEROMETRY SKIN FRICTION - Meßtechnik (Bild 1) ist bekannt und wird in der Strömungsforschung seit mehreren Jahren benutzt. Aber erst in der letzten Zeit mit der Entwicklung einiger neuen Realisierungen, die das „Punkt“- Meßverfahren (Laser Interferometry Skin Friction) durch ein „Flächen“- Meßverfahren (Global Interferometry Skin Friction) ersetzt haben, hat diese Meßtechnik explosionsartig an Interesse gewonnen. Die meisten davon sind allerdings nur auf 2-D Strömungen beschränkt und wurden entweder auf dem einfachsten Wege durchgeführt („Ein-Bild“-Verfahren für kontinuierlich betriebene Niedergeschwindigkeitswindkanäle (z.B. NASA Ames (1993 - 1997))) oder existieren nur als „theoretisch - mögliche“ Alternativen ohne veröffentlichte quantitative Meßdaten (siehe [1]).

Ziel:

Es soll ein robustes und kostengünstiges Meßverfahren zur Wandschubspannungsmessung in 3-D Strömungen mit Druckgradient an gekrümmten Oberflächen bereitgestellt werden.

Lösungsweg:

Die Weiterentwicklung der GISF-Meßtechnik basiert auf der früheren DLR- Entwicklung im RWG [1] für 2-D Strömungen mit Druckgradient an ebenen Oberflächen (Bild 2). Nach dieser Methode wird während der Messung die Entwicklung des Öl-Film-Interferenzbildes sowie der Strömungsparameter kontinuierlich verfolgt, dann die Filmprofildeformation ermittelt und durch Integralberechnung der Ölflußgleichung zwischen der Ölfilmvorderkante und der Meßstelle ausgewertet. Dadurch wird es möglich, in einem Versuch eine Reihe von c_f - Feldverteilungen bei verschiedenen Strömungs- und Geometrieparametern zu gewinnen. Die zusätzliche Information über die Wandschubspannungsrichtungen im gesamten Meßbereich wird bei Messungen in 3-D Strömungen mit Hilfe einer nachfolgenden Ölanstrichsichtbarmachung gewonnen (Bild 3).

Ergebnis:

Es wurde die Software zur Erfassung der Interferogramme mit bis zu 30 Vollbilder/Sek im Format 1024x1024 und 8bit-Graustufen mit der hochauflösenden Videokamera ADIMEC MX12P sowie zu deren Auswertung unter Berücksichtigung der beiden Komponenten in der Modelloberflächenkrümmung, im Druckgradient und in der Wandströmungsrichtung (X- und Z-Achse, Bild 3), bereitgestellt bzw. weiterentwickelt. Einige Ergebnisse der GISF- Messungen in 3-D Strömungen an ebener Platte sind in der Mitteilung des Autors zum Thema „Effektivität von Steuerelementen in einer dicken Rumpfgrenzschicht“ (Fachkreis Hyperschall) dargestellt sowie auf dem Bild 4 zu sehen. Anfang 1999 wurde die GISF- Meßtechnik an gekrümmten Oberflächen zur Erprobung für eine c_f -Messung am

schiebenden Flügel im Rahmen des ADIF-Projekts im TWG bereits eingesetzt. Die Daten werden derzeit ausgewertet.

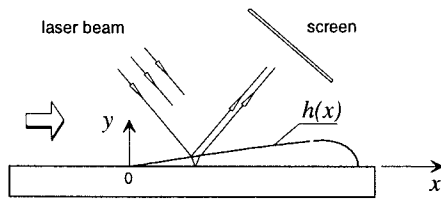


Bild 1. Das Prinzip der Öl-Film-Interferometrie

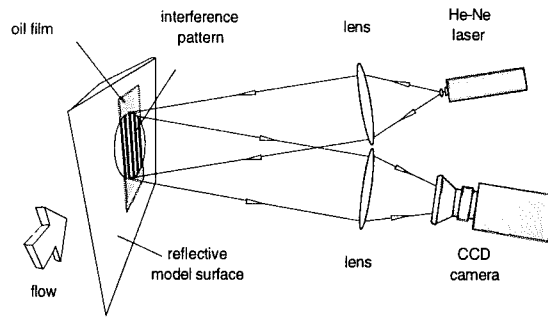


Bild 2. GISF-Versuchsaufbau im RWG DLR

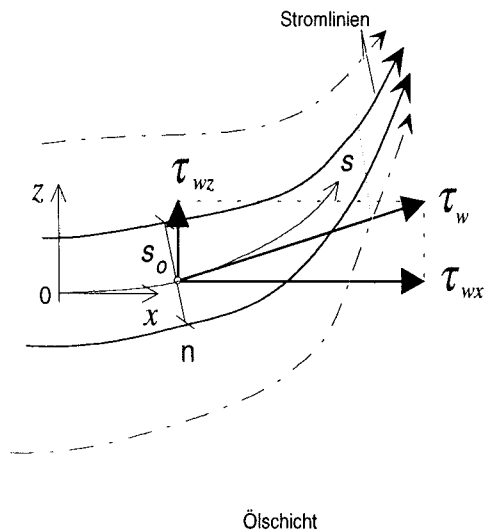


Bild 3. GISF-Meßtechnik in 3-D Strömungen an gekrümmten Oberflächen.

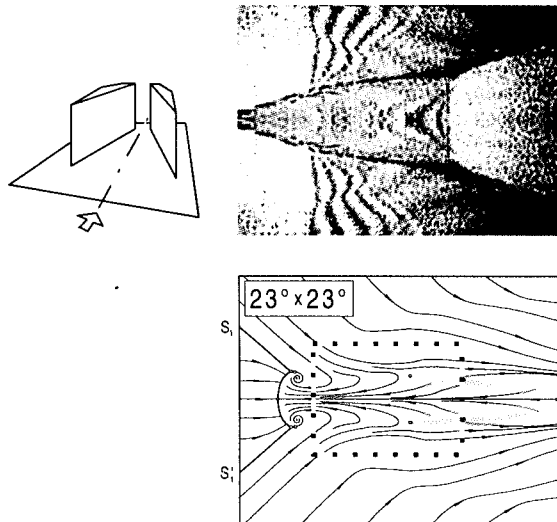


Bild 4. Beispiel eines Ölinterferogramms mit entsprechendem Wandstromlinienbild im Ablösungsgebiet zwischen zwei Keilen 23° an einer ebenen Platte ($M_\infty = 5$) [2].

Literatur:

1. Schüle E., Koch S., Rosemann H. Skin friction measurement and transition detection techniques for the Ludwig-Tubes at DLR // Proc. RTO/AGARD Fluid Dynamic Measurement Technology, Seattle, USA, September 22–25. 1997. P. 23-1–23-9.
2. Schüle E., Zheltovodov A.A. Development of Experimental Methods for Hypersonic Flows Studies in Ludwig Tube. ICMAR'98 - International Conference on Methods of Aerophysical Research, 1998, Akademgorodok, Novosibirsk, Russia

weiteres Vorgehen:

- Weiterentwicklung des Verfahrens zur Auswertung der Interferenzbilder in 3-D Strömungen an gekrümmten Modelloberflächen unter Berücksichtigung der gewonnenen Erfahrungen;
- Neuer Versuchsaufbau im TWG bei sehr beschränkter optischen Zugänglichkeit der adaptiven Meßstrecke;
- Einsatz der GISF-Meßtechnik im TWG im Rahmen des Projekts ADIF.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: Dr. V. Strunck, Dr. M. Borys, Dr. H. Müller, Prof. D. Dopheide

Institution: Physikalisch-Technische Bundesanstalt

Adresse: Laboratorium für Strömungsmeßtechnik Tel.: (0531) 592-1310
Bundesallee 100, 38116 Braunschweig Fax: (0531) 592-1305

Thema: Traversionsfreie Grenzschichtmessungen mit einem Referenzstrahl-LDA

Ausgangssituation

Grenzschichtmessungen stellen hohe Anforderungen an die örtliche Auflösung des verwendeten Meßsystems. Auf Grund ihrer geringen Meßvolumenabmessungen und Meßunsicherheit hat sich der Einsatz von Laser-Doppler-Anemometern (LDA) für Grenzschichtmessungen bewährt. Eine Vermessung des Grenzschichtbereiches erforderte jedoch bislang eine Traversierung des LDA-Meßvolumens relativ zum Meßobjekt. Geschwindigkeitsgradienten innerhalb des LDA-Meßvolumens konnten nicht aufgelöst werden.

Auf der Basis einer Referenzstrahlanordnung wurde ein Grenzschichtsensor entwickelt (Abb. 1), der die Messung von Geschwindigkeitsprofilen innerhalb des Meßvolumens gestattet [1-3]. Das Meßvolumen kann so dimensioniert werden, daß es die zu vermessenden Grenzschichtbereiche oder die gesamte Grenzschicht erfaßt. Grenzschichten können über mehrere Millimeter ohne Traversierung des Meßvolumens vermessen werden. Experimentelle Untersuchungen ergaben jedoch, daß der Geschwindigkeitsmeßbereich durch Schattenwürfe der Streuteilchen (Extinktionssignale) begrenzt wird und die verwendeten Signalauswertelgorithmen nur eine Ortsauflösung innerhalb des Meßvolumens in diskreten Intervallen von 30 µm ermöglichen.

Ziel

1. Unterdrückung niederfrequenter Störungen durch Extinktionssignale
2. Erhöhung der Ortsauflösung innerhalb des Meßvolumens auf Werte unterhalb von 30 µm
3. Erprobung des Meßsystems am Turbulenzarmen Windkanal des DLR Göttingen (TUG)

Lösungsweg

Zur Unterdrückung der niederfrequenten Störungen durch Extinktionssignale wurde das Meßsystem zu einem Referenzstrahl-LDA mit optischer Frequenzverschiebung umgebaut und eine Hochpaßfilterung vor der Rückmischung ins Basisband implementiert. Eine erweiterte Signalverarbeitung im Frequenzbereich ermöglicht die Bestimmung der zeitlichen Verschiebung der Empfängersignale.

Ergebnis

Mit der Einführung einer optischen Frequenzverschiebung zwischen den Laserstrahlen wird der Frequenzbereich der Doppler-Signale um den Betrag der Shiftfrequenz im Spektrum verschoben. In Verbindung mit einer Hochpaßfilterung können hierdurch niederfrequente Extinktionssignale wirkungsvoll eliminiert werden. Weiterhin wird durch dieses Verfahren niederfrequentes Rauschen der Laserdiode und der Photoempfänger unterdrückt, wodurch eine Verbesserung des SNR erzielt werden konnte. Die Entwicklung und Implementierung erwei-

terter Algorithmen zur Bestimmung der zeitlichen Verschiebung der Empfängersignale im Frequenzbereich erhöhte die Signalverarbeitungsgeschwindigkeit und ermöglichte eine deutliche Verbesserung der Ortsauflösung ($< 10 \mu\text{m}$) innerhalb des Meßvolumen. Nach erfolgreichen theoretischen und experimentellen Untersuchungen zur Verifizierung des Meßverfahrens konnten erste Messungen an laminaren Grenzschichten und an Grenzschichten mit Anregung (künstliche Transition) im Turbulenzarmen Windkanal des DLR in Göttingen (TUG) durchgeführt werden (Abb. 2).

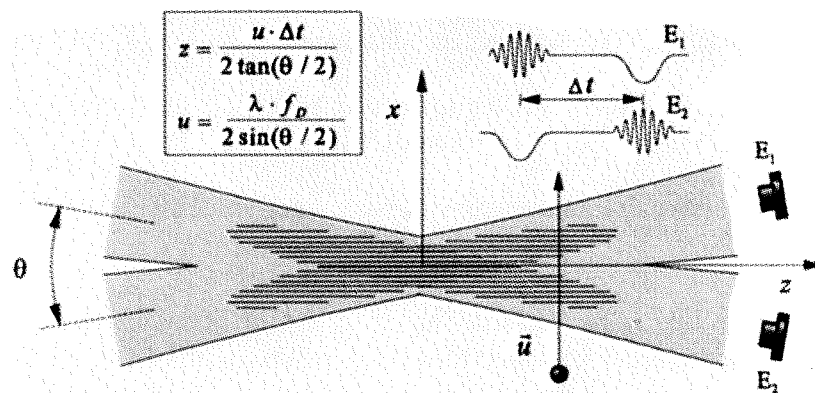


Abb. 1: Prinzip des LDA-Sensors mit zwei symmetrisch angeordneten Referenzstrahl-LDAs. In jedem der Sendestrahlen befindet sich ein Empfänger (E_1 , E_2). Jeder Empfänger hat ein eigenes Meßvolumen, welches entlang der Strahlachse des für ihn wirksamen Beleuchtungsstrahles verläuft. Die Empfängersignale sind zeitlich um Δt gegeneinander versetzt. Verläuft die Teilchenbahn innerhalb der Interferenzvolumina der Empfänger, so läßt sich aus der Doppler-Frequenz f_D die Geschwindigkeit u und damit die Bahnkoordinate z als Funktion der Zeitverschiebung Δt berechnen. Neben dem eigentlichen Doppler-Signal erzeugt jedes Streuteilchen bei der Passage des jeweiligen Referenzstrahles auch ein Extinktionssignal (Abschattung).

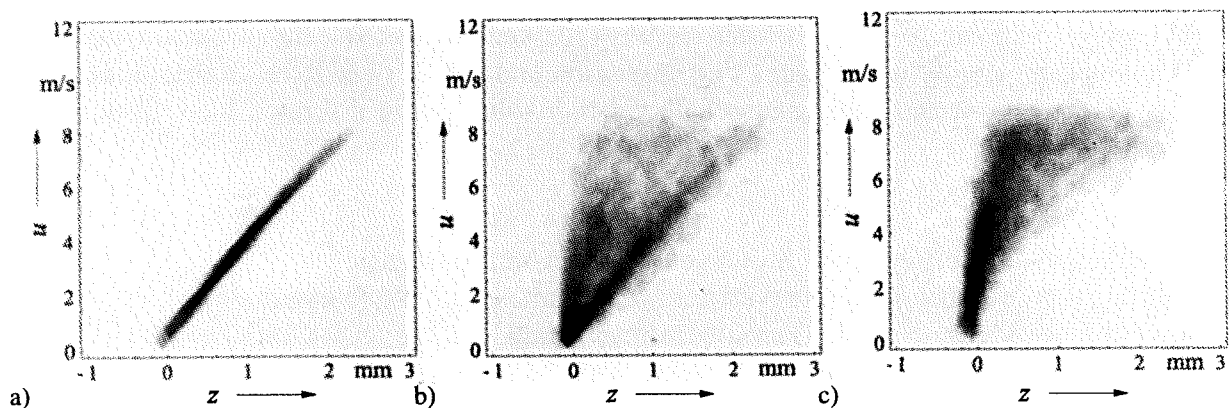


Abb. 2: Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung der Geschwindigkeiten in der Grenzschicht einer längsangeströmten ebenen Platte in Wandnähe für eine Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 11,8 \text{ m/s}$ und eine Lauflänge $x = 730 \text{ mm}$ ($Re_x = 5,5 \cdot 10^5$). a) ungestörtes laminares Profil; b) gestörtes Profil bei akustischer Anregung (künstliche Transition) mit $f = 150 \text{ Hz}$; c) Anregung mit „Stolperdraht“ (Durchmesser 1 mm, 53 cm stromaufwärts). (z - Koordinate weist senkrecht zur Plattenoberfläche und bezieht sich auf das Zentrum des LDA-Meßvolumens)

Literatur

- [1] Strunck, V.; Grosche, G.; Dopheide, D.: New laser Doppler sensors for spatial velocity information. Proc. 15th Int. Congress on Instrumentation in Aerospace Facilities ICIASF'93, French-German Research Institute (ISL) Saint-Louis France, IEEE-Publication 93CH1997-7, pp. 361-365
- [2] Strunck, V.; Grosche, G.; Dopheide, D.: Scanning laser Doppler probe for profile measurements. 7th Int. Symp. of Appl. of Laser Techn. to Fluid Mech., Lisbon 1994, Vol. 1, 17.1
- [3] Strunck, V.; Müller, H.; Dopheide, D.: Traversionsfreie LDA-Grenzschichtmessungen mit Mikrometerauflösung im Meßvolumen. In: Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik, Tagungsband 6. Fachtagung der Deutschen Gesellschaft für Laser-Anemometrie (GALA), Shaker Verlag, Aachen 1998, S. 28.1-28.11

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Adaptive Meßstrecken

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. I. Wallbruch, Dipl.-Ing. O. Meyer,
Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin

Adresse: Marchstr. 14 **Telefon:** 030 314-21559
10587 Berlin **Telefax:** 030 314-22955
 e-mail: Oliver.Meyer@ILR.TU-Berlin.de

Weitere Partner: ETW

Thema: Windkanal-Meßstrecken mit adaptiven Schlitzen

Ausgangssituation:

Meßstrecken mit zweidimensional-adaptiven Wänden werden in der Windkanal-Versuchstechnik erfolgreich eingesetzt /1/. Druckstörungen, die durch feste Wände bei der Umströmung des Versuchskörpers verursacht werden (Wandinterferenzen), können durch die Wandadaption minimiert werden. Diese Technik -das Verstellen ganzer Wände- ist aufgrund des hohen apparativen Aufwandes auf kleine Meßstrecken begrenzt. In großen Windkanälen (z.B. ETW) könnte die Adaption durch verfahrbare Schlitze in der massiven Wand erreicht werden. Die bisherigen Voruntersuchungen, insbesondere numerische Simulationen, haben die Wirksamkeit solcher adaptiver Schlitze zeigen können /2/ /3/.

Ziel:

Mit Hilfe der adaptiven Schlitze soll ein Weg gefunden werden, um auch in großen Windkanälen wirksame Wandadaptionen zu ermöglichen. Darüber hinaus soll gezeigt werden, daß 3D-Adaptionen mit entsprechenden Schlitzanordnungen angenähert werden können.

Lösungsweg:

Um die Technik der adaptiven Schlitze praktisch zu erproben, wird eine neue Meßstrecke für den Transsonikkanal des ILR gebaut. An dieser neuen Meßstrecke sollen bekannte Adaptionalgorithmen /4/ sowie numerisch berechnete Adaptionen, erprobt werden. Die begleitenden numerischen Simulationen werden mit dem CFD-Programm TascFlow3D durchgeführt.

Ergebnis:

Die Wandschlitzadaption wurde zunächst numerisch mit einer einfachen experimentellen Einzelschlitzkonfiguration mit bikonvexem Profil (TUB-Experiment) und verfügbaren Referenzmeßwerten für einen Verdrängungskörper (Onera T2-Experiment) verglichen. Das Rechenverfahren liefert durchweg eine gute Übereinstimmung mit dem Experiment /2/ /3/. Simulationen mit Mehrfachschlitzen zeigten -je nach Anordnung- ebenfalls eine gute Übereinstimmung mit der gerechneten, freien Umströmung des Testkörpers bzw. mit den experimentellen Referenzwerten.

Teilweise konnte sogar, je nach Schlitzanordnung, ggü. der 2D-Adaption eine Verbesserung der gesamten Umströmung (3D) des untersuchten Verdrängungskörpers erreicht werden.

Bild-1 zeigt exemplarisch für das T2-Experiment verschiedene Schlitzanordnungen und berechnete Machzahlverteilungen, als Vergleich zwischen einer herkömmlichen 2D-Adaption und einer Schlitzadaption.

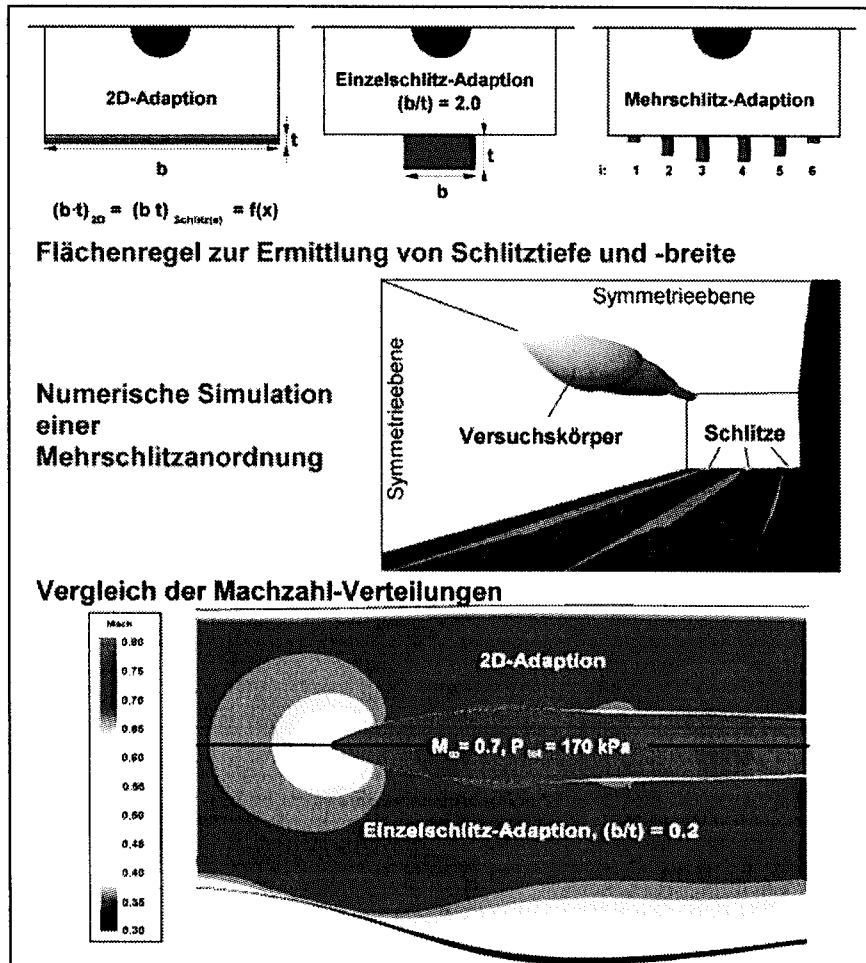


Bild-1: Numerische Untersuchung adaptiver Schlitze am Beispiel der Umströmung des ETW Transition Body (ETB im T2)

Literatur:

- /1/ Adaptive Wind Tunnel Walls: Technology&Applications, AGARD-AR-269, 19190
- /2/ J. Quest, W. Nitsche, A. Mignosi: Adaptive Slots: An alternative Concept to reduce Wall Interferences, AGARD-CP-585, 1997
- /3/ W. Nitsche, I. Wallbruch, J. Quest: Einsatzmöglichkeiten adaptiver Schlitze zur Verringerung von Wandinterferenzen, DGLR-JT97 123
- /4/ H. Holst, A. Heddergott: Ein Wanddruckverfahren zur Berechnung der Windkanalinterferenzen für dreidimensionale Modelle in Meßstrecken mit verstellbaren longitudinalen Schlitzen, DGLR-JB-91 S.167-S.175

Weiteres Vorgehen:

Nach Fertigstellung der neuen Meßstrecke werden experimentell die Wirksamkeit der Strömungsbeeinflussung durch adaptive Schlitze untersucht und eine Technologie zum unterschiedlichen Auslenken mehrerer Schlitze entwickelt. Parallel dazu werden numerische Berechnungen mit variierten Schlitzgeometrien durchgeführt, um daraus Adaptionsregeln für Wandschlitze abzuleiten.

Datum: 17.3.1999

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

- Alewelt 110, 112
- Ballmann 169
- Bao 203
- Bartels 243
- Bergmann 61
- Bernsdorf 245
- Bieler 112
- Bippes 114, 205, 207, 209
- Blaschke 63
- Bleilebens 148
- Boettcher 150
- Bonfigli 116
- Borys 287
- Bose 277
- Brede 102
- Breitsamter 65, 67
- Brenner 271, 273
- Breuer 96, 243, 247, 265, 269
- Brück 152
- Brunn 249
- Buchen 217
- Burggraf 69
- Burkhardt 283
- Buschmann 211
- Cvrlje 154
- Dallmann 120, 122, 124, 175, 181,
203, 215, 221, 225, 241
- Dankert 156
- Decker 158
- Demuth 213
- Dietz 118
- Dierks 36
- Dopheide 287
- Ebertz 219
- Eggers 160
- Elsholz 38
- Erb 279
- Ernesti 100
- Esch 98
- Esser 162
- Ewald 279
- Faßbender 40
- Fezer 164
- Fiedler 239
- Frahnert 215
- Frank 217, 219
- Friedrich 223, 235
- Frommann 251
- Frühauf 166
- Gaisbauer 199
- Giese 167
- Gölling 221
- Grotowsky 169
- Gülhan 162, 171
- Hakenesch 71
- Hannemann, K. 173
- Hannemann, V. 152
- Hansen 42
- Hein 120, 122, 124, 175, 181
- Heinrich 167, 253
- Heiken 213
- Henckels 195
- Henkner 84
- Herr 146
- Herrmann 72
- Hillenherms 44
- Höhler 126
- Hüttl 223
- Hummel 36, 53, 63, 74
- Jahnke 225
- Jarkirlic' 227, 229
- John 38
- Judel 249
- Khier 96
- Klingenberg 86
- Kloker 116, 130, 140, 142, 164
- Knauss 199
- Koch 231
- Kreplin 46, 126, 233
- Krißler 48
- Krumbein 255, 257
- Lang 281
- Laurin 213
- Leder 102, 104, 106
- Lieser 259
- Longo 152, 177
- Lüdecke 152, 177

Maaß 261, 263
Mählmann 118
Mannhart 235
Meerwald 237
Meijering 128
Mertens 48, 50
Messing 130
Meyer, E. 51
Meyer, O. 289
Müller, H. 287
Müller, J. (Braunschweig) 74
Müller, J. (München) 197
Müller, K. 132

Nastase 108
Nazari 179
Nebel 53
Neubacher 195
Nitsche 249, 277, 283, 289

Olivier 148
Orlowski 76, 152

Pahlke 88
Pokriefke 104

Radespiel 167
Reckzeh 55
Reimann 237
Reisch 160
Richter 106
Rieß 90
Rist 132, 144
Rosenboom 181
Roth 279
Rotta 233
Rütten 78

Saathoff 92
Sammler 239
Sarma 183, 185, 187, 189
Schäfer 265
Schimke 94
Schnieder 173
Schramm 191
Schrauf 134
Schröder 136
Schüle in 193, 285
Schulte 195
Schwarz 267

Seidler 80
Send 57
Stahl 138
Stark 92
Staudacher 197
Stemmer 140
Strohmeyer 59
Strunck 287
Szabo 42

Tropea 227, 229, 237, 279

Volkert 269
Vollheim 86
Voß 57

Wallbruch 289
Wagner, S. 132, 140, 144, 146, 164, 199
Wagner, C. 215, 241
Wassermann 142
Weber 271, 273
Weiland 201
Weishäupl 275
Weiss 199
Wienberg 82
Wörner 144
Würz 146