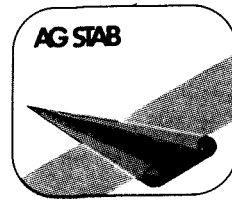


AG STAB



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

1999

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Information über den Tagungsband des 11. DGLR/AG STAB-Symposium	17
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	18
12. AG STAB-Symposium 2000: „Call for Papers“	21
Statistik zu den „Mitteilungen“	22
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	23
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	25
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	232

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 103 "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 25 bis 30), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträgen zu den Fachkreisen sind in vier Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α, β -tisch nach Verfassern sortiert. Seite 22 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf Seite 232 und 233 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.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **2000**, 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 Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Informationen über die AG STAB finden Sie auch über:

www.dlr.de → Forschung und Innovation → Der Info-Dienst des DLR → Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, AG STAB

Göttingen, im April 2000

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2000"

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 |
| - "Memorandum über zukünftigenationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" | Oktober 1979 |
| - Programmpräsentation anlässlich der BDLI-Jahrestagung | Bonn, 01.07.1980 |
| - Programm der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" | September 1980 |
| - Programmpräsentation im Bundesministerium für Forschung und Technologie | Bonn, 19.03.1981 |
| - Konstituierung des Kuratoriums und Neuorganisation der Arbeitsgemeinschaft | Köln-Porz, 23.02.1982 |

"Strömungen mit Ablösung" (AG STAB)

- Konstituierung von Programm-
Leitung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten
in der Bundesrepublik Deutschland
(Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anlässlich der ILA '82
"Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- Neue Impulse für die Strömungsforschung-
und Aerodynamik -; Vortrag von H.-G.
Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01.-03.10.1984
- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik" Markdorf, 18./19.10.1988
-
- 1. DGLR-Fach-Symposium München, 19./20.09.1979
- 2. DGLR-Fach-Symposium Bonn, 30.06./01.07.1980
- 3. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 23.-25.11.1981
- 4. DGLR-Fach-Symposium Göttingen, 10.-12.10.1983
- 5. DGLR-Fach-Symposium München, 09./10.10.1986
- 6. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 7. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 07.-09.11.1990
- 8. DGLR-Fach-Symposium Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994
- 10. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 11.-13.11.1996
- 11. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 10.-12.11.1998
-
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07./08.03.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10./11.11.1987
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993
- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995
- 8. STAB-Workshop Göttingen, 11.-13.11.1997
- 9. STAB-Workshop Göttingen, 09.-11.11.1999

- 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
 Göttingen, 06.-10.03.2000

Vorschau:

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

Stuttgart, 15.-17.11.2000

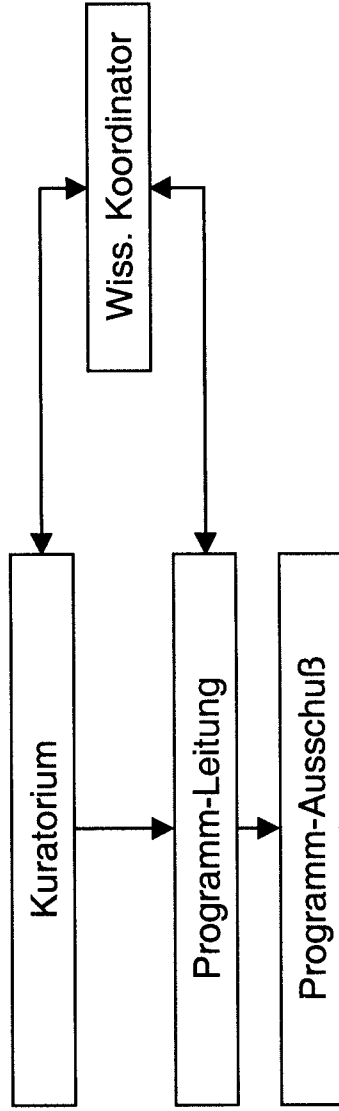
- 10. STAB-Workshop

Göttingen, November 2001

- Kurs "PIV"

Göttingen, 05.-09.03.2001
 (voraussichtlich)

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", AG STAB Organigramm



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

Kuratorium

NN		(BMVg, Bonn)
Dipl.-Ing. Friedrich		(Panavia, München)
MinRat Friske		(BMW, Bonn)
Prof. Dr. Gersten		(Universität Bochum)
NN		(BMBF, Bonn)
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. 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
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
Dr. Krämer	(DC Aerospace, München)
	Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)
<u>(Stellv. Sprecher)</u>	Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. Nitsche	(Technische Universität Berlin)
	Tel.: 030 / 314-22110; Fax: 030 / 314-22955
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 / 607-28629

Stand: Mai 2000

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede (DC Aerospace Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3671; Fax: 0421 / 538-4486
Flügel kleiner Streckung	Dr. Hakenesch (DC Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-22291; Fax: 089 / 607-29766
Antriebe und Rotoren	Prof. 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	Dr. Weiland (DC Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-28629
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. Raffel (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2830
Anlagen	Dr. 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

Stand: Mai 2000

AG STAB-Schwerpunkthemen

- 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/-Forscherguppe

- 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: Deutsche Französisches 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-Wechsel-
wirkung an Tragflügeln
- Adaptive Strukturen im Flugzeugbau und Leichtbau

Prof. Dr. Sachs
Prof. Krause, Ph.D.
Prof. Dr. Messerschmid
(TU München)
(RWTH Aachen)
(Universität Stuttgart)

Prof. Dr. Fernholz
Prof. Dr. Ballmann
(TU Berlin)
(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Kröplin
(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 der Geschäftsstelle zuzusenden,

allerspätstens aber bis Ende März 2001.

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 von maximal 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Wenn Sie Fotos einfügen, nehmen Sie bitte keine Kopien.

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

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

Notes on Numerical Fluid Mechanics

Volume 72

New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II

**Contributions to the
11th AG STAB/DGLR Symposium Berlin,
Germany 1998**

**Edited by Wolfgang Nitsche,
 Hans-Joachim Heinemann
 and Reinhard Hilbig**



The aim of this series is to publish promptly and in a detailed form new material from the field of Numerical Fluid Mechanics including the use of advanced computer systems. Published are reports on specialized conferences, workshops, research programs, and monographs.

This volume contains the papers of the 11th Symposium of the AG STAB (German Aerospace Aerodynamics Association). In this association all those scientists and engineers from universities, research-establishments and industry are involved, who are doing research and projectwork in numerical and experimental fluidmechanics and aerodynamics for aerospace and other applications. Many of the contributions are giving first 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.

Addresses of the editors of this volume:

Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Nitsche
Institut für Luft- und Raumfahrt, Technical University Berlin,
Head of Aerodynamics, Marchstraße 14, Sekr. F2, D-10587 Berlin,
Germany

Dr.-Ing. Hans-Joachim Heinemann
Co-Managing Editor „Aerospace Science and Technology“, DLR,
Bunsenstrasse 10, D-37073 Göttingen, Germany

Dipl.-Ing. Reinhard Hilbig
DaimlerChrysler Aerospace Airbus, Head,
Technology Programmes „Flight Physics“,
Hünefeldstraße 1–5, D-28199 Bremen, Germany

ISSN 0179-9614
ISBN 3-528-03122-0



Aerospace Science and Technology

*A vision
of the future
in all aerospace
fields*

La Recherche
Aérospatiale
Zeitschrift für
Flugwissenschaften und
Weltraumforschung,
ZfW

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

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: CRA (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.

Editorial Board:

Prof. F. ABBINK (NLR)
Dr. J. COUSTEIX (ONERA-CERT)
Dr.-Ing. H.L DUDEK (Euro Telematik, Ulm)
Mr. A. GALASSO (CIRA)
Prof. D.K. HENNECKE, Ph.D. (TU Darmstadt)
Dr. P. KUENTZMANN (ONERA)
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. em. H. TOLLE (TU Darmstadt)

- 25 free reprints
- no page charges*

Journal indexed in:

Current Contents (EC & T)
Science Citation Index, Sci Search,
Research Alert.

* full instructions to authors will be provided upon request

TABLE OF CONTENTS

Volume
1
1997

Selected published papers

- 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. Kompenhans
- Lift and rolling moment of a finite wing due to sinusoidal and stochastic turbulence
G. Schänzer, J. Xiao
- Code solving the Maxwell equations in the time domain implanted on distributed memory type machine
X. Ferrières, A. Cosnuau, J.-C. Alliot, P. Leca

- 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 of 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 effective masses during base-driven tests
U. Füllkrug, J.M. Sinapius

Volume
2
1998

TABLE OF CONTENTS

- 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

Volume
3
1999

Online service: <http://www.elsevier.fr>

SUBSCRIPTION INFORMATION

Elsevier
Subscription Department
23, rue Linols
75724 Paris cedex 13, France
In North, Central and South America:
Please send orders to the Elsevier
Subscription Department
Elsevier Inc., P.O. Box 218, 1716
Princeton, NJ 07176, U.S.A.
Please send orders to Elsevier Inc.



ÉDITIONS
ELSEVIER

A member of Elsevier Science
<http://www.elsevier.fr>
Editions, publications et distributions Elsevier
SAS au capital de 20 000 000 - 1901187 REX 1994

ÉDITIONS ELSEVIER

Subscription Department

23, rue Linols - 75724 Paris cedex 13 - France
Tel.: +33 1 45 58 90 67 Fax: +33 1 45 58 94 24
ab12@elsevier.fr



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

- ☐ 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°

expires

Total amount of order

SIGNATURE

1000

- ☐ 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

OCCUPATION / POSITION

PHONE

ADDRESS

CITY / STATE / POSTAL CODE

COUNTRY

VAT REGISTRATION N°

for faster service, subscribe today!

by fax: +33 1 45 58 94 24
by e-mail: abr2@elsevier.fr

please send to:

ÉDITIONS ELSEVIER

223, rue Linois - 75724 Paris cedex 15 - France

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

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

23, rue Lavoisier
75724 Paris cedex 15, France

15/24 PARS cedex 13, France
in North-Central and South America

**in North, Central and South America
Please send the order form to the Pan's address,**

but draw and send a check in U.S. \$ to

but draw and send a check in U.S. \$ to
Editions Elsevier P.O. Box 7247-7576

Philadelphia, PA 19170-7576 USA

Please make check payable to Edouard Blavier

ÉDITIONS
ELSEVIER

A member of Elsevier Science
<http://www.elsevier.fr>

ditions scientifiques et médicales Elsevier
SAS au capital de 80 230 000 F - 1991 13 877 RCS Paris
<http://www.elsevier.fr>

obides by the French law 78.17

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

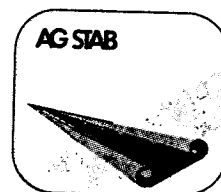
Rest of the world: FF 1 650 / € 251.54

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, DLIR/DGLR, FFA, INTA, NLR, ONERA please contact your society.

CALL FOR PAPERS



12. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB

vom 15. - 17. November 2000 an der Universität Stuttgart

Wir bitten um **strömungsmechanische Beiträge** zu den Themenstellungen der AG STAB-Projektgruppen und Fachkreise sowie Themen aus den Verbundprojekten und Sonderforschungsbereichen der Deutschen Forschungsgemeinschaft.

Richten Sie bitte Ihre Vortragsanmeldungen auf einem 2-seitigen Abstrakt (inkl. Bildern) bis zum

23. Juni 2000

an:

Prof. Dr. Siegfried Wagner; PD Dr. Ulrich Rist
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21
D – 70550 Stuttgart

Tel.: 0711 / 685 –3432 od. 3401; Fax : -3438

e-mail: STAB2000@iag.uni-stuttgart.de

Siehe auch: <http://www.iag.uni-stuttgart.de/STAB2000>

oder:

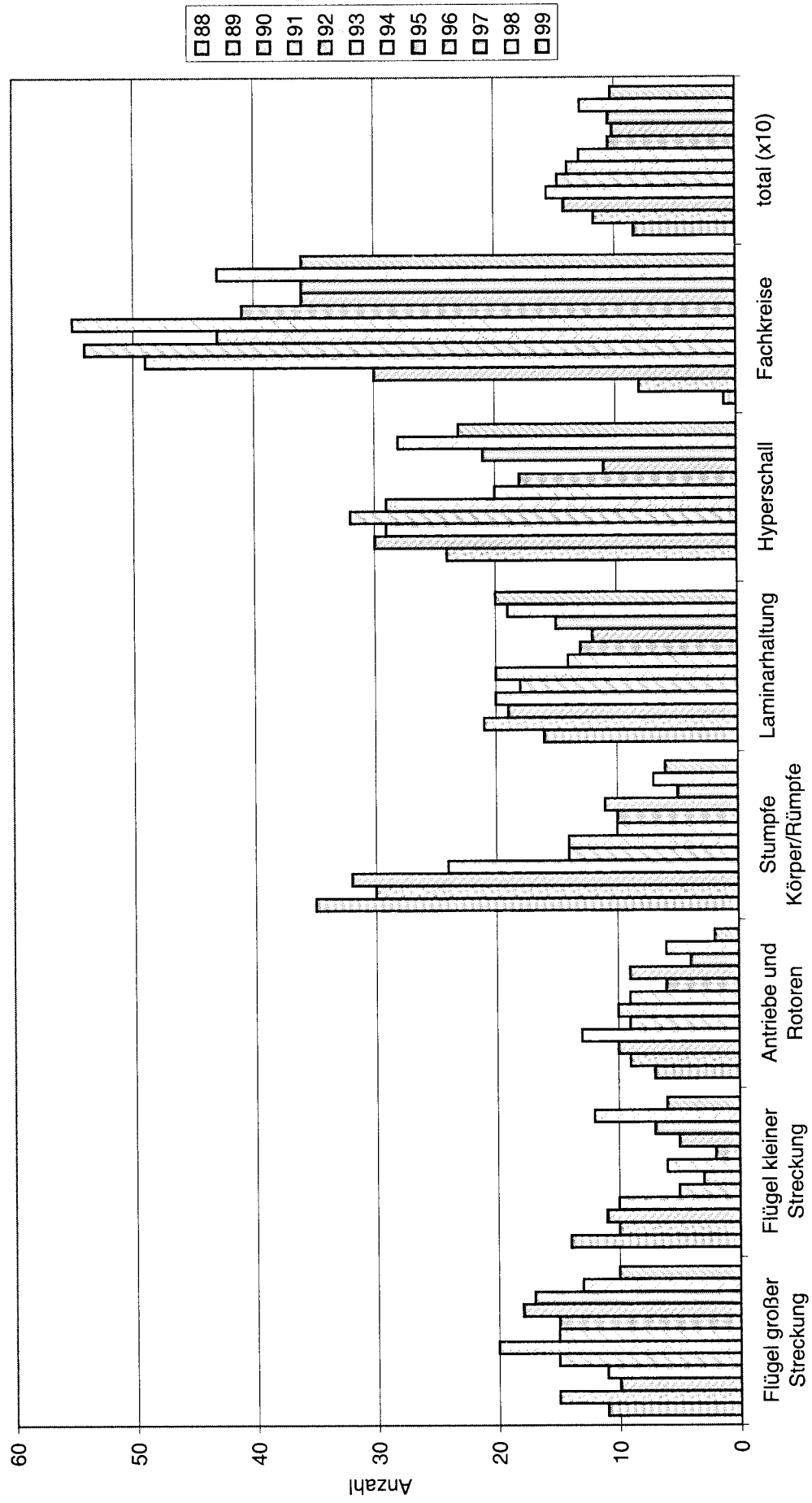
www.dlr.de → Forschung und Innovation → Der Info-Dienst des DLR →
Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, AG STAB

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

Einzelheiten zur Anfertigung erscheinen ab ca. Mitte März im Internet. Das Manuskript ist allerspätestens zur Tagung vorzulegen.

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

Statistik "Anzahl der 'Mitteilungen'"





STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

JAHRESBERICHT 1999

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 9. STAB-Workshops gegeben, der vom 9.-10. Nov. 1999 in Göttingen stattfand. Im Mittelpunkt des Interesses standen die Technologievorhaben MEGAFLUG und HAK des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms des BMBF/-BMWi. 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 in MEGAFLUG umfaßten Verfahren zur verbesserten numerischen und experimentellen Simulation sowie zur Konfigurationsoptimierung. Im Bereich der numerischen Simulation konzentrierten sich die Arbeiten auf die Weiterentwicklung des 3D Navier-Stokes Systems MEGAFLOW zur Berechnung komplexer Transportflugzeugkonfigurationen. Verbesserungen und Validierungen dieses Codes wurden auch im Rahmen des EU-Projektes AVTAC durchgeführt. Für die Code-Validierung besteht ein Mangel an qualifizierten Experimenten. Detaillierte 3D Validierungsexperimente sind nur in internationaler Kooperation (EU-Projekte, GARTEUR) durchführbar. Einen hohen Stellenwert hat die Entwicklung von 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 multifunktionaler Klappensysteme und adaptiver Stoßbumps wurden im Rahmen des MEGAFLUG-Projektes und des EU-Projektes EUROSHOCK II durchgeführt.

Die Arbeiten in HAK konzentrierten 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 bisher nur für ausgewählte Basis-konfigurationen möglich ist. Entsprechend stützt sich der Entwurf von Hochauftriebssystemen z.Z. 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 wurden 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 fanden 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 der instationären Aerodynamik, der Aeroelastik und schließlich der Flügeladaption ein hoher Stellenwert eingeräumt werden muß. Besondere Bedeutung hat künftig der interdisziplinäre Entwurf.

Künftig wird angestrebt, die Kürzungen im nationalen Luftfahrtforschungsprogramm durch ein verstärktes Engagement im 5. Rahmenprogramm der EU zu kompensieren. Zum Themenkreis "Flügel großer Streckung" wurden im Berichtszeitraum zahlreiche EU-Projekte beantragt, von denen die Projekte EUROLIFT, HIRETT, ALTTA, C-WAKE und S-WAKE mit Beginn 2000 bewilligt wurden.

STAB-Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

P. Hakenesch

DaimlerChrysler Aerospace AG München

Im Rahmen des 9. AG STAB-workshop vom 9.-10. November bei dem DLR Göttingen wurden in der Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung" vier Beiträge zu den Themenkreisen numerische und experimentelle Erfassung instationärer Strömungen um Deltaflügel sowie die numerische und experimentelle Untersuchung radarsignaturarmer Konfigurationen vorgestellt. Die Beiträge kamen von der TU Braunschweig sowie dem DLR Braunschweig und dem DLR Göttingen. Die Industrie war diesmal mit keinem Beitrag vertreten.

Bei den Arbeiten zur Verbesserung radarsignaturarmer Konfigurationen war eine aerodynamische Optimierung durchzuführen, wobei die Minimierung des Radarquerschnitts als Randbedingung zu berücksichtigen war. Experimentelle und numerische Untersuchungen wurden mit dem DLR Vielflächner F7 durchgeführt.

Die Verschiebung des Wirbelaufplatzpunktes in Abhängigkeit vom Anstellwinkel von $\alpha=0^\circ$ bis zu $\alpha=48^\circ$, d.h. bis zum Übergang zu einer vollständigen Totwasserströmung auf der Flügeloberseite, wurde mit Hilfe eines zeitgenauen Euler-Verfahrens an einem Deltaflügel mit 65° Vorderkantenpfeilung numerisch untersucht.

Die Möglichkeiten das Wirbelaufplatzen an einem angestellten Deltaflügel zu beeinflussen wurde experimentell, d.h. durch Anbringen unterschiedlicher Leitbleche untersucht. Parallel zu diesen Arbeiten erfolgte eine numerische Simulation der experimentellen Untersuchungen.

STAB-Fachkreis Meßtechnik

Dr. M. Raffel

DLR Göttingen

Anläßlich des STAB Workshops im November 1999 in Göttingen wurde eine Reihe von Vorträgen gehalten, die einen guten Überblick über die im Fachkreis Meßtechnik bearbeiteten Themen geben.

Ein Teil der Arbeiten befaßt sich mit anspruchsvollen ingenieur-wissenschaftlichen Entwicklungen zur verfeinerten Messung von Modellkräften und -momenten in der instationären Aerodynamik. Ein ähnliches Bild ergibt sich auch bei der Entwicklung und dem Bau von Sonden: Teils bewährte und teils neuere Meßkonzepte werden hier mit hohem konstruktivem und feinmechanischem Aufwand für ausgewählte Teilgebiete der Aerodynamik zur Einsatzreife gebracht.

Im Gegensatz zu diesen oft von einzelnen Personen oder kleinen Gruppen erbrachten ausgezeichneten Leistungen, werden komplexe optische Meßtechniken heute zunehmend mehr von größeren Forschergruppen und vor allem im Rahmen von internationalen Kooperationen weiterentwickelt. Als Beispiel hierfür seien die EU-Projekte PivNet und EUROPIV 2 und bilaterale Kooperationen wie DLR-ONERA Kooperation und Arbeiten, die im Rahmen des DNW Supports von NLR und DLR geleistet werden, genannt.

Zusammenfassend läßt sich sagen, daß eine ausgeklügelte Strömungsmeßtechnik, gerade durch die zunehmende Möglichkeit des Vergleichs der Ergebnisse mit denen einer numerischen Strömungssimulation, an Bedeutung gewinnt, und daß die rasanten Fortschritte der Rechner- und Lasertechnik auch für die Zukunft entscheidende Verbesserungen der Strömungsmeßtechnik erwarten lassen.

STAB - Projektgruppe „Stumpfe Körper / Rümpfe“

Dr. Paul Hennig

Deutsche Aerospace AG, LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH

Postfach 1661, 85705 Unterschleißheim

Tel.: (089) 3179 – 8138; Fax: – 8904; email: paul.hennig@ush.lfk.dasa.de

Beim STAB-Workshop 1999 in Göttingen waren nach längerer Zeit erstmals wieder mehrere Beiträge zum Kernthema der Gruppe, den Flugkörpern, zu verzeichnen. Neben einem allgemeinen Überblick über aktuelle Themenbereiche der Flugkörperaerodynamik wurde ein Untersuchungskonzept zur Auswirkung verschiedener Turbulenzmodelle auf die Ergebnisse aerodynamischer Untersuchungen an Flugkörpern vorgestellt. Zu diesem Thema soll demnächst eine AGARD/RTO Working Group eingerichtet werden. Es wurde berichtet über erste qualitative Ergebnisse (Schlieraufnahmen) an Flugkörpernasen mit Spike. In der Diskussion wurde deutlich, daß eine Aussage über einen möglichen Nutzen des Spike bzw. über seine optimale Form erst nach quantitativen aerothermischen Untersuchungen gemacht werden kann. Eine weitere Präsentation behandelte den Einfluß verschiedener Oberflächenstrukturen auf den kompressiblen Nachlauf. Diese Untersuchungen ergänzen die früheren experimentellen Studien zum Nachlauf, die bis 1989 im Zusammenhang mit einer GARTEUR Working Group gemacht wurden. Eine Premiere gab es mit einem Beitrag zur Fluid-Struktur-Wechselwirkung an Steuerflächen von Flugkörpern, berechnet mit einem FE-Verfahren. Dabei wurden die auftretenden Wechselwirkungsprobleme in den Videosequenzen einer instationären Simulation besonders drastisch verdeutlicht. Eingeleitet wurde die Sitzung mit der Darstellung eines Auslegungsverfahrens für Luftschiffkörper. Diese zur Zeit wieder aktuell werdenden Flugkörper haben ja gerade zu Göttingen einen engen historischen Bezug. Den Abschluß der Sitzung bildete ein Vortrag zur mathematischen Untersuchung eines katamaranförmigen Flugzeugkonzeptes, illustriert durch ein Modell.

Man sieht, daß dieses Mal die Flugkörperthemen und projektnahe Studien im Vordergrund standen. Die anderen Projektschwerpunkte der Gruppe – allgemeine stumpfe Körper (z.B. mit kreisförmigem Querschnitt), Gebäude, Wasserfahrzeuge, Schienenfahrzeuge und KFZ – waren nicht vertreten. Teilweise liegt dies sicher an den allgemein 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.

Alle Interessenten der Gruppe sind aufgefordert, entsprechende Vorträge für das STAB-Symposium 2000 in Stuttgart anzumelden.

STAB-Projektgruppe „Laminarhaltung von Tragflügeln“

G. Redeker; DLR Braunschweig

Die erfolgreichen Flugversuche am A320-Seitenleitwerk mit Absaugung im Herbst 1998 haben den Nachweis erbracht, dass von der aerodynamischen Seite her diese Technologie der Hybridlaminarhaltung auch für Tragflügel der Airbus-Klasse erfolgversprechend ist. Zur Anwendung sind aber schwerpunktmäßig Systemarbeiten gefordert, die in Richtung Entwicklung von produktionsreifen Absaugesystemen für zukünftige Produkte laufen müssen.

Da zurzeit trotz großer prognostizierter Treibstoffeinsparungen nicht erkennbar ist, dass diese Technologie in zukünftigen Flugzeugentwicklungen Anwendung finden wird, haben Forschungsarbeiten auf dem Aerodynamik-Sektor zurzeit keine hohe Priorität. Zwar laufen weiterhin Aktivitäten im 5. Rahmenprogramm der EU in der Aufgabe ALTTA (Application of Hybrid Laminar Flow Technology on Transport Aircraft), die anwendungsspezifische Arbeiten zum Ziel haben. Es fehlt aber leider eine eindeutige Verpflichtung der Zellenhersteller, diese Technologie massiv zu fördern und für zukünftige Flugzeugentwicklungen reif zu machen.

Nichtsdestotrotz gab es auf dem diesjährigen STAB-Workshop 13 interessante Beiträge zum Thema „Laminarhaltung“, die die volle Bandbreite der Laminarhaltung abdeckten und aufzeigten, dass dieses Arbeitsgebiet nichts an Forschungsattraktivität verloren hat. Wesentliche Impulse für eine Intensivierung der Arbeiten zur Laminarhaltung werden wieder erwartet, wenn sich der Treibstoffanteil an den Direkten Betriebskosten (DOC) eines Flugzeugs durch steigende Kerosinpreise erhöht und somit widerstandsreduzierende Technologien wieder mehr an Bedeutung gewinnen werden.

AG STAB

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"**Seite**

Birkemeyer/ Rosemann/ Stanewsky	Stoßkontrolle am schiebenden Flügel ADIF	31
Dierks/ Hummel	Bestimmung des Anströmzustandes eines Flugzeuges	33
Franke/ Rung/ Thiele	Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen unter Verwendung höherwertiger Turbulenzmodelle	35
Hübner/ Peters	Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweier Airbus-Typen	37
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmarrays an Hochauftriebs-Flügeln	39
Krißler	A conceptual design methodology to predict the wave drag of a transonic wing	41
Mertens	Ziele des Technologieprogramms MEGAFLUG	43
Reckzeh	Berechnung des Maximalauftriebes für realistische Verkehrsflugzeugkonfigurationen	45
Richter/ Rosemann	Widerstandsreduzierung an einem transsonischen Profil durch die kombinierte Anwendung von variabler Wölbung und Konturbeule	47
Schell/ Özger	Einfluß von verschiedenen Klappenstellungen auf die Nachlaufstruktur eines Rechteckflügels mit Klappen und Möglichkeiten der Wirbelabschwächung mit Hilfe von Finnen	49

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"**Seite**

Bader/ Grosche	Experimentelle Untersuchungen zur Identifikation aktiver Beeinflussungsmöglichkeiten des Wirbelsystems über angestellten Deltaflügeln	51
Breitsamter	Aktive Vibrationskontrolle zur Reduktion der Buffet-Belastung am Seitenleitwerk	53
Müller, J./ Hummel	Zeitgenaue Berechnung instationärer Deltaflügelumströmungen mit Hilfe eines Euler-Verfahrens	55
Rütten/ Dallmann	Numerische Simulation des Wirbelplatzens über einem Deltaflügel zur Identifikation von Beeinflussungsmöglichkeiten	57
Schütte	Experimentelle und numerische Untersuchungen an radarsignaturarmen Konfigurationen	59
Weishäupl/ Sickmüller/ Pechloff	Small disturbance Euler-Verfahren angewandt auf einen Deltflügel bei Klappenschwingungen	61

Projektgruppe "Antriebe und Rotoren"**Seite**

Henkner	Instationäre Strömungsablösungen an schiebenden Tragflächen	63
Tiedemann	Instationärer Grenzschichtumschlag auf der Rotorscheufel einer Hochdruckturbine	65

Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"**Seite**

Esch	Strahlinterferenz am Rumpf eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers im Über- und Hyperschall	66
Esch/ Tarfeld	Kraftmessungen an der X-38 Konfiguration bei Längs- und Seitenbewegung in der Trisonischen Messstrecke Köln (TMK)	68
Jacobi/ Funk/ Lutz/ Wagner	Numerische Berechnung eines angestellten Luftschiffumpfes	70
Kroyer	Fluid-Struktur-Wechselwirkung an Steuerflächen von Flugkörpern	72
Nastase	New spectral, zonal solutions for the compressible boundary layer with application in aerodynamic optimal design of flying configurations	74
Srulijes/ Seiler	Messungen an einer Flugkörpernase mit Spike im grossen Stossrohr-Windkanal des ISL	76

Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"**Seite**

Abegg/ Bippes	Experimentelle Optimierung von Grenzschichtabsaugung zur Stabilisierung von Querströmungsinstabilitäten in transitionellen Grenzschichten	78
Augustin/ Rist/ Wagner	Beeinflussung von Grenzschichten mit laminarer Ablösung	80
Bieler	Laminar Retrofit Studie am Beispiel A310: aerodynamische Beiträge zu interdisziplinären Studien	82
Bonfigli/ Kloker	Direkte Numerische Simulation der Umschlagvorgänge in der 3D-Grenzschicht des DLR-Querströmungsprinzipexperiments	84
Gmelin/ Rist/ Wagner	Numerische Untersuchung der aktiven Dämpfung von linearen und nichtlinearen Störungen in einer Blasius Grenzschicht	86
Herr/ Würz/ Wagner	Experimentelle Untersuchungen zur akustischen Rezeptivität einer 2-dimensionalen Grenzschicht unter dem Einfluß eines Druckgradienten	88
Höhler/ Kreplin	1. Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen 2. HYLDA, HYLTEC, A320-Fin-Flugversuch	90
Kalavrianos	Investigation of the effects of reduced suction chambers on the flow stability of ELFIN II W/T model	92
Maucher/ Rist/ Wagner	Numerische Untersuchung von Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen	94
Meijering	Transitionslagenverschiebung durch Änderung der Profilgeometrie	96
Messing/ Kloker	Direkte Numerische Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer 3D-Grenzschicht	98

Meyer/ Rist/ Wagner	Numerische Untersuchung nichtlinearer Transitionsmechanismen und ihre Dämpfung	100
Peltzer/ Gernhardt/ Nitsche	Freifluguntersuchungen zur spannweiten Störungsentwicklung von TS-Instabilitäten mit Hilfe eines Oberflächenheizdrahtarrays	102
Schrauf/ Alewelt	Berechnung laminarer Grenzschichtströmungen für PSE-Verfahren	104
Stahl/ Becker	Modifizierung der Meßeinrichtung zur Messung aerodynamischer Beiwerte an 2D-Profilen am Kryo-Kanal Köln	105
Stemmer/ Kloker/ Wagner, S.	Klebanoff Moden und Längswirbel in einer Blasius-Grenzschicht	107
Stock	Navier-Stokes Berechnungen von Laminarprofilen mit gekoppeltem e^N -Verfahren zur Transitionsvorhersage	109
Sturzebecher/ Nitsche	Aktive Dämpfung von Tollien-Schlichting-Instabilitäten an einem ungepfeilten Tragflügel	111
Wassermann/ Kloker	Numerische Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung quasipulsförmiger Störungen in 3-D-Grenzschichten am schiebenden Flügel	113
Wörner/ Rist/ Wagner, S.	Numerische Untersuchungen zur Rezeptivität zweidimensionaler laminarer Grenzschichten gegenüber Außenströmungen	115

Projektgruppe "Hyperschall"

Seite

Brodbeck	Entwicklung eines hybriden (strukturiert/unstrukturierten) Strömungslösers	117
Brück/ Giese/ Orlowski	Analyse der Strömung um die Atmospheric Reentry Demonstrator Kapsel im Hyperschallbereich	119
Eggers	Design studies for the development of a dual mode ramjet flight test vehicle	121
Fezer/ Kloker/ Wagner, S.	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	123
Frühau	Numerische Wiedereintrittsaerothermodynamik	125
Gülhan	Qualifizierung von Wärmeflussensoren im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK	126
Hannemann, V.	Probleme bei der Berechnung bewegter Unstetigkeiten in Gasen mit variablem Quotienten der spezifischen Wärme	128
Henckels/ Gruhn	Experimentelle Untersuchung einer Düsenströmung für Hyperschallantriebe	130
Henckels/ Neubacher	Experimentelle Optimierung eines Hyperschall-Einlaufs bei hohen unterschiedlichen Anström-Machzahlen	132
Lüdecke/ Longo	Verminderung der aerothermodynamischen Vorhersageungenauigkeiten an turbulenten Steuerklappen	134

Lüdecke/ Radespiel	Untersuchung dreidimensionaler Instabilitäten in abgelösten hypersonischen Strömungen an Steuerklappen	136
Nitsche/ Reyer	Numerische Untersuchungen zum gekoppelten instationären Strömungs- und Temperaturfeld von umströmten Körpern mit innerer Kühlung	138
Olivier	Ein analytisches Modell zur Bestimmung des Stossabstandes an stumpfen Körpern im Hyperschall	140
Pagella/ Rist/ Wagner	Direkte Numerische Simulation der Stoß-/Grenzschicht-Interaktion der ebenen Platte im Hyperschall	142
Reimann	Zeitaufgelöste Strömungssichtbarmachung von Stoss-Stoss-Wechselwirkungen in Hochenthalpieströmungen	144
Rosenhauer/ Plähn/ Hannemann, K.	Simulation des Strömungsfeldes von 0.5 und 2N Düsen mit einem Navier-Stokes-DSMC-Hybridverfahren und Vergleich mit Messungen	146
Schramm	Verhalten von Ablöseort und Wärmeübergang bei voll abgelöster Strömung in chemisch reagierender Hyperschallströmung	148
Schüleln	Entstehung der 3-D Ablöseblase in einer turbulenten Grenzschicht zwischen zwei vertikalen Keilen im Hyperschall	150
Staudacher/ Müller, J.	Dynamisches Verhalten einer abgelösten Stoss/Grenzschicht-Wechselwirkung	152
Ting	Charakteristische Untersuchungen des vereinfachten ELAC 1c Modells in Überschallanströmung	154
Verma/ Koppenwallner	Experimental study of shock unsteadiness on a hyperboloid flare using Laser schlieren	156
Wagner, S./ Knauss/ Gaisbauer/ Weiss	Ermittlung des Störfeldes in der Meßkammer des Stoßwindkanals des IAG (SWK). Transitionsmessung an einem spitzen Kreiskegel (5 Grad halber Öffnungswinkel)	158
Weiland	Kräfte-Messungen im Hyperschall bei sehr kurzen Meßzeiten (kleiner 1 Millisekunde)	160

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Seite

Bao/ Dallmann	Experimentelle Untersuchung und physikalische Modellbildung instabiler transitioneller Ablöseblasen	162
Bertolotti	On the connection between attachment-line instabilities and cross-flow vortices	164
Boiko	Laminar-turbulent transition in high turbulent level environment: experimental simulation of boundary layer receptivity	166
Buschmann	Bestimmung der Wandschubspannung verzögerter Grenzschichten und Gleichdruckgrenzschichten mittels Potenzgesetz	168
Evert/ Grosche/ Ronneberger	Berücksichtigung nichtlinearer Störausbreitungsprozesse in der aktiv-dynamischen Grenzschichtstabilisierung	170

Frahnert/ Dallmann/ Wagner, C.	A-posteriori Tests von Turbulenzmodellen – Physikalische Modellbildung für RANS-Simulationen und LES	172
Gölling/ Dallmann	Experimentelle Untersuchungen zur Beeinflussung und Steuerung turbulenter instationärer Strömungsablösung und Nachlaufströmung stumpfer Körper	174
Hein/ Dallmann	Lineare Instabilitäts- und nichtlineare nichtlokale Transitionsanalyse für laminare Ablöseblasen	176
Janke	Rezeptivitätsanalyse von 3D-Grenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeit und lokaler Absaugung	178
Koch	Kausale Stabilitätsanalyse primärer und sekundärer Querströmungswirbel in der dreidimensionalen Grenzschicht des DLR-Prinzipexperiments	180
Lang/ Rist/ Wagner	Erste experimentelle Ergebnisse zur Transition in einer laminaren Ablöseblase	182
Lu/ Grosche/ Dallmann/ Meier	Widerstandverminderung einer Kugel durch passive Ventilation des Nachlaufs bei überkritischen Reynoldszahlen	184
Magagnato	Ein neues adaptives Turbulenzmodell für instationäre Strömungen	186
Meinert	Untersuchung des Ablöseverhaltens einer turbulenten Plattengrenzschicht bei intensiver Ausblasung verschiedener Medien	188
Opfer/ Grosche/ Ronneberger	Aktive Beeinflussung 3-dimensionaler Grenzschichtstörungen durch Methoden der adaptiven Signalverarbeitung	190
Pöthke/ Bippes	Experimentelle Instabilitätsanalyse einer Flügelgrenzschicht im nichtlinearen Transitionsbereich / Transition dreidimensionaler Grenzschichten über Gekrümmten Oberflächen	192
Stolte	Stabilitätstheoretische Untersuchungen von Transitionsszenarien in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen	194
Theofilis	Global instability of laminar, transitional and turbulent attached and separated flows	196
Wagner/ Dallmann	A-priori Tests von Turbulenzmodellen mittels DNS – Physikalische Modellbildung der Turbulenz in abgelösten Strömungen	198

Fachkreis "Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation"

Seite

Bernsdorf/ Lammers/ Zeiser/ Brenner/ Hamm	Numerische Simulation zeitabhängiger Strömungen mittels Lattice Boltzmann Automaten	200
Bramkamp	Aerodynamik elastischer Hochauftriebskonfigurationen	202

Faden/ Fischer/ Forkert/ Koudriavski/ Schreiber/ Strietzel/ Wins	TENT – a distributed simulation system	204
Glück/ Breuer/ Durst	Numerische Berechnung der Fluid-Struktur-Wechselwirkung für Anwendungen aus dem Bauwesen	206
Krumbein	Laminar-turbulente Transitionsvorgabe und Transitionsvorhersage im DLR Navier-Stokes-Löser FLOWer unter Verwendung ingenieurmäßiger Methoden	208
Lavante	Numerische Simulation der Strömung in Wirbelzählern	210
Lieser/ Mundt	Aeroakustische Untersuchungen an Strahlmischern	212
Noelle	Die MoT-ICE: ein neues mehrdimensionales Transportverfahren	213
Schmitt/ Eulitz/ Nürnberger/ Carstens	Numerische Simulation schwindender Turbomaschinenschaufeln durch Vorgabe harmonischer Bewegungen und durch direkte Strömung-Struktur-Kopplung	215

Fachkreis "Meßtechnik"

Seite

Brix/ Neuwerth	Rotierende Splitfilmsonden zur Geschwindigkeitsmessung im Triebwerkseinlauf	217
Burkhardt/ Dinata/ Nitsche	Entwicklung und Erprobung von robusten MEMS-Oberflächensensoren zur Messung der Wandschubspannung in der Tragflügelaerodynamik	218
Hillenherms	Auslegung, Fertigung und Kalibration einer wandmontierten DMS-Windkanalwaage für instationäre Kraftmessungen an schwingenden Flügelmodellen	220
Homeier/ de Groot/ Horstmann	Integrierte Strömungssonde des Sonderforschungsbereichs 420	222
Möller/ Wiedemann/ Bütefisch	3D Laser Doppler Anemometer Untersuchungen an einer Hochauftriebskonfiguration	224

Fachkreis "Anlagen"

Seite

Hefer/ Wright	Erste Halbmodellmessungen im ETW	226
Hepperle	Die Anlagen des NWB zur Triebwerkssimulation	228
Schülein	Qualität der Überschallströmung im Rohrwindkanal des DLR in Göttingen nach der Nachbearbeitung der „M = 3“ – Düse	230

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	J. Birkemeyer, Dr. H. Rosemann, Dr. E. Stanewsky		
Institution	DLR, SM-SK-HGA		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551-709-2317
		Telefax	0551-709-2811
		e-mail:	Jochen.Birkemeyer@dlr.de
weitere Partner	DASA		
Thema	Stoßkontrolle am schiebenden Flügel ADIF		
Ausgangssituation	Die Wechselwirkung des Stoßes mit der Grenzschicht bestimmt die Grenzen des Auslegungsbereichs transsonischer Flügel. Eine Beeinflussung der Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung kann den Widerstandsanstieg und den Beginn des Tragflügelschüttelns zu höheren Machzahlen bzw. Auftriebsbeiwerten verschieben. Im Rahmen der EU-Projekte EUROSHOCK I/II und des nationalen Projektes ADIF sind zunächst Untersuchungen an Flügelprofilen (2D) zur Stoß- und Grenzschichtbeeinflussung durchgeführt worden. Dabei konnte eine positive Beeinflussung der Buffet-Grenzen durch eine passive Ventilation nachgewiesen werden, während der Widerstand nur in wenigen Einzelfällen reduziert werden konnte. Eine Konturbeule hingegen bewirkte eine deutliche Reduzierung des Wellen- und Gesamtwiderstandes.		
Ziel	Es soll untersucht werden, ob ein Einfluß der Pfeilung bezüglich der Beeinflussung der Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung vorhanden ist. Zudem soll geklärt werden ob durch zusätzliche Grenzschichtabsaugung eine Widerstandsreduzierung mittels passiver Ventilation erzielt werden kann, bzw. ob die Effektivität einer Konturbeule gesteigert werden kann. Weiterhin soll die Beeinflussung der Buffet-Grenzen durch die Konturbeule untersucht werden.		
Lösungsweg	Zur Durchführung der Experimente im TWG wurde ein Versuchsaufbau mit adaptierten Seitenwänden und ein Modell mit austauschbaren Einsätzen im Stoßbereich sowie Absaugemöglichkeiten entworfen und gebaut (Abb. 1).		
Ergebnis	Nachdem die Funktionsfähigkeit der konturierten Seitenwände zur Erzeugung einer quasizweidimensionalen Strömung nachgewiesen wurde, konnten die Untersuchungen zur Stoß- und Grenzschichtbeeinflussung durchgeführt werden. Durch den Einsatz einer Konturbeule wurde eine Widerstandsreduzierung um 8% erreicht, die durch die zusätzliche Grenzschichtabsaugung stromauf vom Wechselwirkungsgebiet auf bis zu 22% gesteigert werden konnte, Abb. 2. Die passive Ventilation führte zu einer Erhöhung des Widerstandes, durch eine Kombination mit einer lokalen Grenzschichtabsaugung konnte ebenfalls keine nennenswerte Widerstandsverbesserung gegenüber dem Originalflügel erzielt		

werden. Die Buffet-Grenze wurde durch die passive Ventilation zu leicht höheren Auftriebsbeiwerten verschoben; eine Konturbeule stromab vom Verdichtungsstoß zeigte ebenfalls eine deutlich positive Wirkung auf die Buffet-Grenzen.

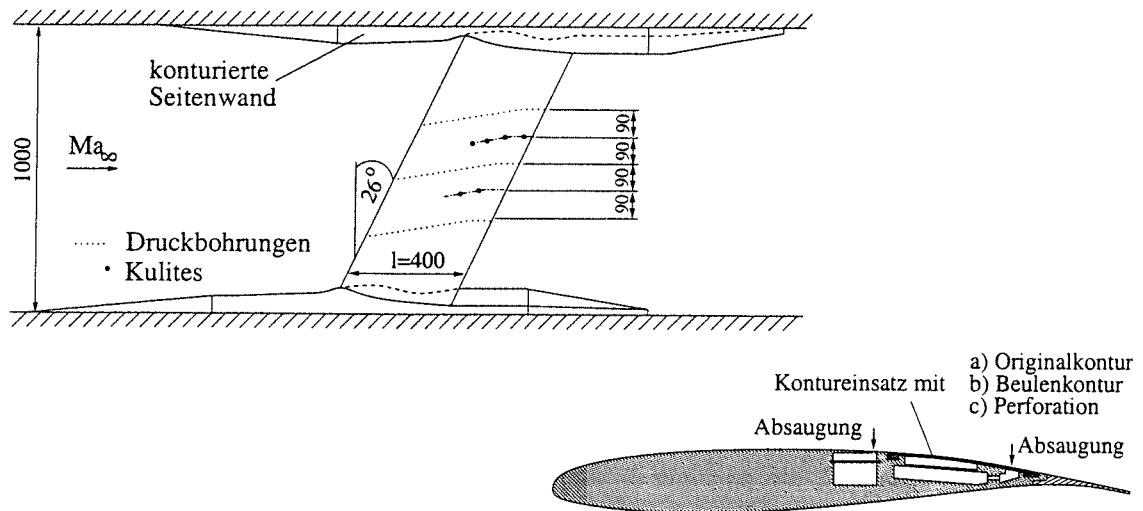


Abbildung 1: Modell und Versuchsaufbau

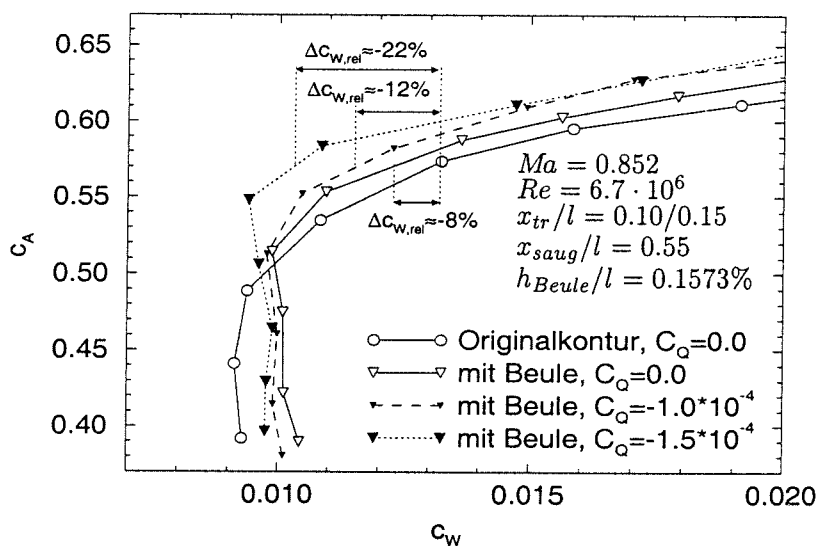


Abbildung 2: Widerstandspolaren für den Flügel mit Beule und Absaugung

Literatur

- [1] P.R. Ashill, J.L. Fulker, and A. Shires. A novel technique for controlling shock strength of laminar flow airfoil sections. *DGLR-Bericht 92-06*, 1992.
- [2] J. Birkemeyer. Widerstandsminimierung für den transsonischen Flügel durch Ventilation und adaptive Konturbeule. *DLR FB 1999-28*, 1999.
- [3] A. Knauer. Die Leistungsverbesserung transsonischer Profile durch Konturmodifikationen im Stoßbereich. *DLR FB 98-03*, 1998.
- [4] E. Stanewsky, J. Détery, J. Fulker, and W. Geißler. *EUROSHOCK - Drag Reduction by Passive Shock Control*, volume 56 of *Notes on Numerical Fluid Mechanics*. Vieweg, 1997.

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

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

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

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 lokalen Strömungsgrößen im Feld eines Flugzeugs und den ungestörten Anströmungsgrößen theoretisch und experimentell zu bestimmen, um so den Einbaufehler in der Fluggeschwindigkeitsbestimmung berücksichtigen zu können.

Lösungsweg:

Der sogenannte Einbaufehler wird theoretisch erfaßt. Hierfür wird ein numerisches Berechnungsverfahren eingesetzt, 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. Die Störgeschwindigkeiten an den verschiedenen Meßorten im Nahfeld des Flugzeuges werden für sämtliche Flugzustände bestimmt und dienen als Grundlage für die Umrechnung der örtlichen Strömungsgrößen auf Anströmungsgrößen V_∞ , α_∞ , β_∞ , p_∞ , ρ_∞ , T_∞ . Zunächst wurde die Störung am Ort der Sonde durch das Flugzeug DO 128-6 mit und ohne Propellereinfluß für verschiedene Flugzustände berechnet. Hierbei wurde der Propellereinfluß mit Hilfe der Actuator Disk Theorie [1] bestimmt, d.h. die Strahleinschnürung sowie die Axialgeschwindigkeitserhöhung wurden berücksichtigt, während der Drall vernachlässigt wurde.

Ergebnisse:

Im SFB 420 steht das Versuchsflugzeug Do 128-6 des Instituts für Flugführung zur Verfügung. Der Einfluß der Do 128-6 auf das umgebende Strömungsfeld wurde mit dem Panelverfahren HISSS [2] berechnet. Als Flugzustand wurde ein Langsamflug bei einem Anstellwinkel von $\alpha_\infty = 7,65^\circ$ und einem Pendelruderausschlag von $\epsilon = -4,2^\circ$ betrachtet. 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 Profilsehne von $\alpha_{\infty, \text{Flügel}} = 11,65^\circ$. Die Rechnungen wurden jeweils einmal ohne Propeller (Gleitflug) und einmal mit Propellereinfluß (Horizontalflug) durchgeführt, wobei die Propellerbelastung aus den Gleichgewichtsbedingungen ermittelt wurde.

Zur Beurteilung der Störung des Flugzeugs mit und ohne Propeller im Nah- und Fernfeld ist in **Bild 1** und **Bild 3** die Abweichung des lokalen Strömungswinkels α vom Anstellwinkel α_∞ (in Grad) in der Nasenmastebene dargestellt. Bild 1 stellt hierbei den reinen Flugzeugeinfluß ohne Propeller dar, während in Bild 3 sowohl die Flugzeug- als auch Propellerstörung berücksichtigt wurde. Die Sonde an der Nasenmastspitze befindet sich im Ansaugbereich der Propeller. Hier werden aufgrund der

Strahleinschnürung auch Geschwindigkeitskomponenten v und w in y - bzw. z -Richtung induziert, die zu einer zusätzlichen Abweichung des lokalen Strömungswinkels vom Anströmwinkel führen. In der x -, z -Ebene führt dieses zu einer Vergrößerung der Abweichung $\Delta\alpha$ des lokalen Strömungswinkels α vom Anstellwinkel α_∞ um ca. $0,12^\circ$ gegenüber der schon ohnehin beträchtlichen Flugzeugstörung der Strömung am Ort der Sonde.

Bild 2 und **Bild 4** zeigen die induzierte Geschwindigkeit $V - V_\infty$ in der Nasenmastebene in Prozent der Anströmgeschwindigkeit. In Bild 2 ist wiederum der Flugzeugeinfluß dargestellt, während Bild 4 die Gesamtstörung (Flugzeug plus Propeller) wiedergibt. Hier wird die Geschwindigkeitsverminderung am Ort der Sonde gegenüber der Anströmung durch das Flugzeug teilweise wieder durch die Axialgeschwindigkeitserhöhung durch die Propeller kompensiert. Quantitativ bedeutet dieses, daß aufgrund der Propeller die Geschwindigkeit am Ort der Sonde um $0,54\%$ der Anströmgeschwindigkeit höher ist als bei ausgeschalteten Propellern.

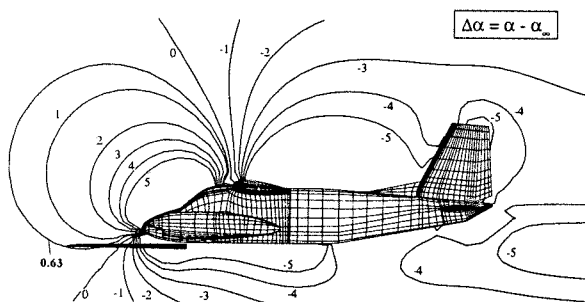


Bild 1: Abweichung $\Delta\alpha$ des lokalen Strömungswinkels α vom Anstellwinkel α_∞ (in Grad) in der Nasenmastebene. (ohne Propellereinfluß)

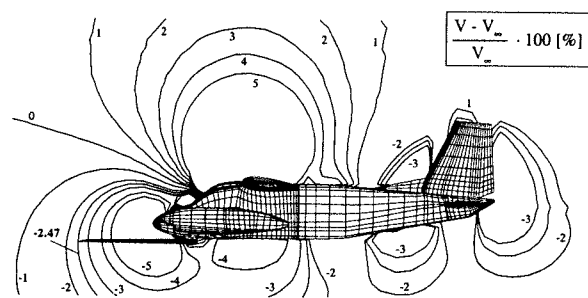


Bild 2: Induzierte Geschwindigkeit $V - V_\infty$ in der Nasenmastebene in Prozent der Anströmgeschwindigkeit. (ohne Propellereinfluß)

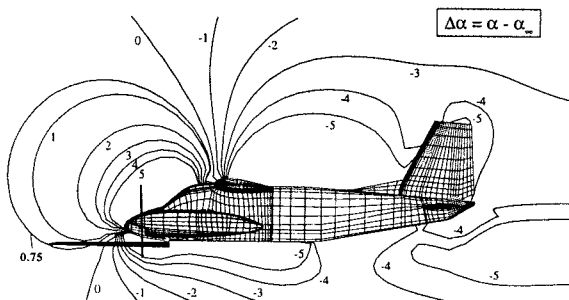


Bild 3: Abweichung $\Delta\alpha$ des lokalen Strömungswinkels α vom Anstellwinkel α_∞ (in Grad) in der Nasenmastebene. (mit Propellereinfluß)

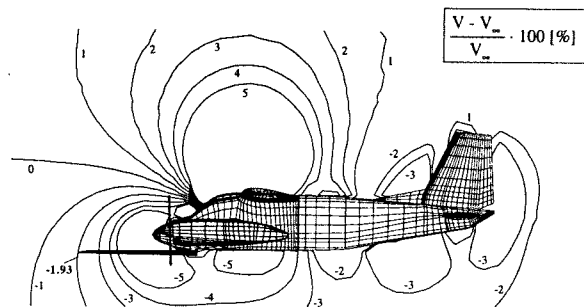


Bild 4: Induzierte Geschwindigkeit $V - V_\infty$ in der Nasenmastebene in Prozent der Anströmgeschwindigkeit. (mit Propellereinfluß)

Literatur:

- [1] W.F. Durand (Herausg.): „Aerodynamic Theory“, Volume IV, Division L by H. Glauert. Julius Springer Verlag, Berlin (1935).
- [2] L. Fornasier: „A higher-order subsonic/supersonic singularity method for calculating linearized potential flow“. AIAA-Paper No. 84-1646 (1994).

Weiteres Vorgehen:

Das Berechnungsverfahren wird derzeit auf die Berücksichtigung des Dralleinflusses ausgedehnt. Weiterhin ist das Berechnungsmodell auf unsymmetrische Flugzustände erweitert worden. Die zugehörigen Rechnungen und Flugversuche stehen noch aus.

Datum 22.3.2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner: M. Franke, T. Rung, F. Thiele

Institution: Hermann-Föttinger Institut für Strömungsmechanik,
Technische Universität Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Str. 8, **Telefon:** 030-314-23464
D-10623 Berlin **Telefax:** 030-314-21101
E-Mail: franke@pi.tu-berlin.de

weitere Partner: DaimlerChrysler Aerospace Airbus
DLR – Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema: Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen
unter Verwendung höherwertiger Turbulenzmodelle

Ausgangssituation:

Der Einsatz numerischer Navier-Stokes-Verfahren ist für den aerodynamischen Entwurfsprozeß von zentraler Bedeutung, wobei in jüngster Zeit auch zunehmend Problemstellungen im Rahmen von Hochauftriebsströmungen in den Vordergrund rücken. Ein wesentlicher Faktor für die Lösungsqualität derartiger Verfahren ist die verwendete Turbulenzmodellierung. Die bisher typischerweise verwendeten Modelle wie Baldwin-Lomax oder auch Wilcox $k - \omega$ erwiesen sich dabei oft als unzulänglich.

Ziel:

Die Lösungsqualität industriell verwendeter numerischer Verfahren soll durch den Einsatz höherwertiger Turbulenzmodelle gesteigert werden. Erreicht werden soll eine verbesserte Auflösung der in Hochauftriebsströmungen auftretenden physikalischen Phänomene.

Lösungsweg:

Im Rahmen des Verbundvorhabens MEGAFLOW sind zwei fortgeschrittene lineare Zweigleichungsmodelle (LLR und LEA $k - \omega$) und ein verbessertes Eingleichungsmodell (SALSA) entwickelt und in das Verfahren FLOWer implementiert worden. Im Rahmen der hier vorgestellten Arbeiten wird eine eingehende Validierung an aerodynamisch relevanten Konfigurationen vorgenommen. Leider sind für derartige Geometrien oft nur Kraft- und Druckmessungen vorhanden, so daß detaillierte Aussagen über die Fähigkeit der Modelle, physikalische Phänomene wiederzugeben, nur eingeschränkt möglich sind. In 2D wird ein generisches Mehrkomponentenprofil betrachtet, wobei für die ausgewählte Landekonfiguration die Frage der Maximalauftriebsbestimmung im Vordergrund stand. Als erster 3D-Testfall wurde ein Sphäroid (Meyer u.a.) gewählt, der sich durch eine relativ gute experimentelle Datenbasis auszeichnet. Als anwendungsnäherer Fall wird weiterhin eine Flügel/Rumpf-Konfiguration bei hohem Anstellwinkel berechnet.

AG STAB

Ergebnis:

Die Verwendung der höherwertigen Turbulenzmodelle führt in allen betrachteten Fällen zu einer verbesserten Lösungsqualität. Durch den Einsatz des LLR $k - \omega$ Modells kann der Maximalauftrieb des Dreikomponentenprofils zumindest qualitativ richtig vorhergesagt werden. Im Falle des angestellten Sphäroids erweisen sich die neuen Modelle insbesondere bei der Auflösung der im Heckbereich auftretenden druckinduzierten Ablösung als überlegen. Bei der Berechnung der generischen Flügel/Rumpf-Konfiguration kann eine qualitativ deutlich verbesserte Vorhersage der auftretenden Vorderkantenablösung erzielt werden, siehe Bild 1 und 2. Erste Ergebnisse hierzu sind bereits in der angegebenen Literaturstelle dargestellt worden.

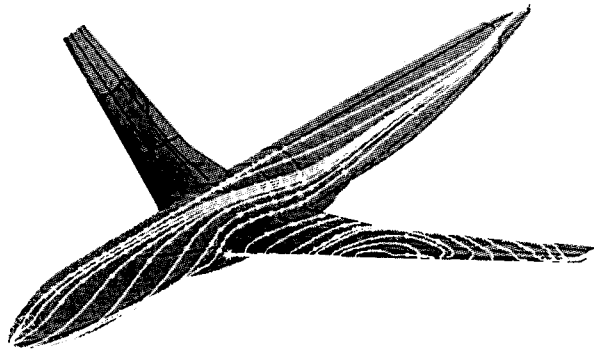


Bild 1 Generischer Flügel/Rumpf: Oberflächendruckverteilung und Stromlinien für $Ma = 0.2$, $Re = 2.7 \cdot 10^6$ und $\alpha = 12^\circ$, LLR $k - \omega$.

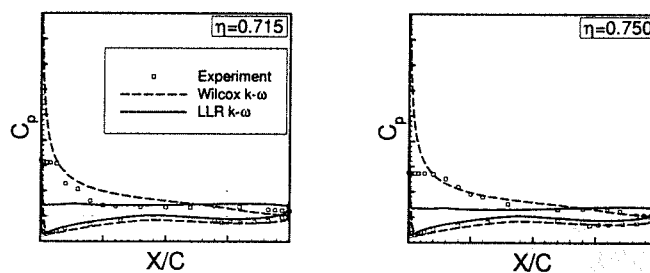


Bild 2 Generischer Flügel/Rumpf: Druckverteilung in zwei ausgewählten Profilschnitten.

Literatur:

Monsen, E.; Franke, M; Rung, T.; Aumann, P.; Ronzheimer, A.: *Assessment of Advanced Transport-Equation Turbulence Models for Aircraft Aerodynamic Performance Prediction*. 30th AIAA Fluid Dynamics Conference, Norfolk, Virginia, USA; AIAA Paper 99-3701, 1999.

weiteres Vorgehen:

Es wird auch weiterhin an einer Verbesserung der Modelleigenschaften von LLR und LEA $k - \omega$ sowie des SALSA-Modells gearbeitet. Diese beabsichtigen insbesondere die Berücksichtigung von 3D- (Krümmungs-) Mechanismen. Außerdem werden die Validierungsarbeiten an den dargestellten und evtl. auch an neuen Testfällen fortgesetzt.

Datum: 13.10.99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl. Ing. A.-R. Hübner Tel. 0531/295-3354 Andreas.Huebner@dlr.de
Dipl. Ing. S. Peters Tel. 0421/538-3766 Stefan.Peters@airbus.dasa.de

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon 0531/295-2431
38108 Braunschweig Telefax 0531/295-2320

weitere Partner: DaimlerChrysler Aerospace Airbus, Bremen

Thema: Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweiter Airbus-Typen

Ausgangssituation: Die Überschreitung konventioneller Dimensionen beim Megaliner erfordern auch bei der Ermittlung der dynamischen Derivativa besondere Sorgfalt. Die dynamischen Derivativa tragen zum einem maßgeblich zur Beschreibung des Flugverhaltens bei und können zum anderen für bestimmte Lastfälle dimensionierend sein. Im Rahmen des Verbundprojektes MEGAFLUG gilt es, die bisher angewandten Methoden zur Ermittlung dynamischer Derivativa abzusichern und zu verbessern. Ausgehend von den aus Flugmessungen bekannten Daten des Airbus A340 werden Windkanalmessungen an einem A340-Modell und an Megaliner-Modellen durchgeführt und zur Extrapolation auf die Flugdaten der Megaliner-Konfiguration genutzt.

Ziel: Seit dem ersten Airbus-Projekt (A300) sind die Anforderungen an die Vorhersagegenauigkeit der aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften stetig gestiegen. Das Aerodynamikmodell wurde kontinuierlich verfeinert, sowie die Vorhersagemethoden und numerischen Verfahren weiterentwickelt. Aufgrund der schwierigen Abschätzung der Daten für den Megaliner wegen des kurzen ovalen Rumpfes und der engen Kopplung zwischen Flügel und Leitwerken sind weitere Verbesserungen der Vorhersagegüte der Dämpfungsderivativa der Längs- und Seitenbewegung des Aerodynamikmodells notwendig.

Lösungsweg: Die Windkanaluntersuchungen wurden mit Hilfe der Mobilen Oszillierenden Derivativwaage durchgeführt (Bild 1).

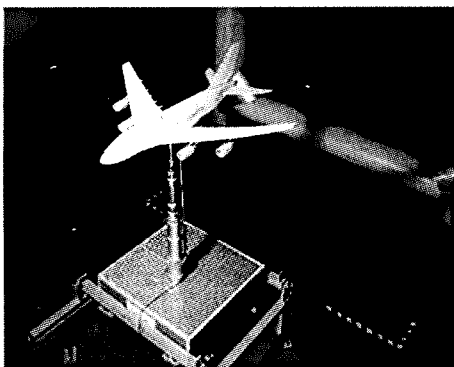


Bild 1: MOD mit Megaliner-Modell im DNW-NWB

Mit der Mobilen Oszillierenden Derivativwaage können die Bewegungsformen Rollen, Nicken und Gieren um die windkanalfesten Achsen realisiert werden. Die Oszillationsfrequenz ist in einem Bereich von 0,05 Hz bis 3,0 Hz für alle Bewegungsformen elektronisch einstellbar. Die Einstellung des mittleren Anstellwinkels ist von 0° bis 90° in 3°-Intervallen durch einen Vielzahn am Bewegungskopf möglich. Die maximalen Oszillationsamplituden betragen beim Rollen 4,5° beim Nicken 10° und bei der Gierbewegung 5°. Die Bewegungsköpfe sind für die Aufnahme einer 6-Komponenten-Dehnungsmeßbrückenwaage vorgesehen.

An die Windkanalmodelle werden hohe Anforderungen gestellt. Zum einen muß die Masse dieser Modelle möglichst gering sein, um ein günstiges Verhältnis von aerodynamischen Kräften zu Massenkräften und Momenten zu erhalten. Zum anderen sind aber auch den zulässigen elastischen Verformungen des Modells enge Grenzen gesetzt. Eigenfrequenzen kritischer Schwingungsformen sollten deutlich oberhalb von 15 Hz liegen. Erreicht wird dies durch eine extrem dünnwandige CFK-Sandwich-Bauweise, die speziell für die Derivativmessungen entwickelt wurde. Die Modelle sind modular aufgebaut und ermöglichen so die

Ermittlung des Einflusses einzelner Bauelemente (z.B. Winglets, Höhen- und Seitenleitwerk, Triebwerksgondeln) auf die dynamischen Beiwerte. Um den unübersichtlichen Einfluß wandernder Transitionslagen auszuschalten, sind alle Bauteile mit Zick-Zack-Tape zur Transitionsfixierung versehen, dessen Funktion mit Hilfe der IR-Technik überprüft wird.

Ergebnis: Zur Überprüfung der Genauigkeit und Wiederholbarkeit der Messungen wurden in erheblichem Umfang Parameterstudien zur Oszillationsfrequenz, zur Amplitude, Meßzeit, zur Abtastfrequenz und zu weiteren kritischen Parametern durchgeführt. Bei den weiteren Messungen wurden die Parameter so gewählt, daß die Streuung der Meßdaten möglichst klein wird. In den Bildern 2 und 3 sind exemplarisch die Ergebnisse stationärer und dynamischer Messungen zur Nickbewegung des Airbus A340 und des Megaliner dargestellt. In der Aufweitung der Hysteresekurven im linken Bild spiegelt sich die Nickdämpfung wider, die im rechten Bild über dem Anstellwinkel aufgetragen ist. Die Megaliner-Konfiguration muß trotz eines relativ größeren Höhenleitwerks mit einer deutlich geringeren Dämpfung auskommen.

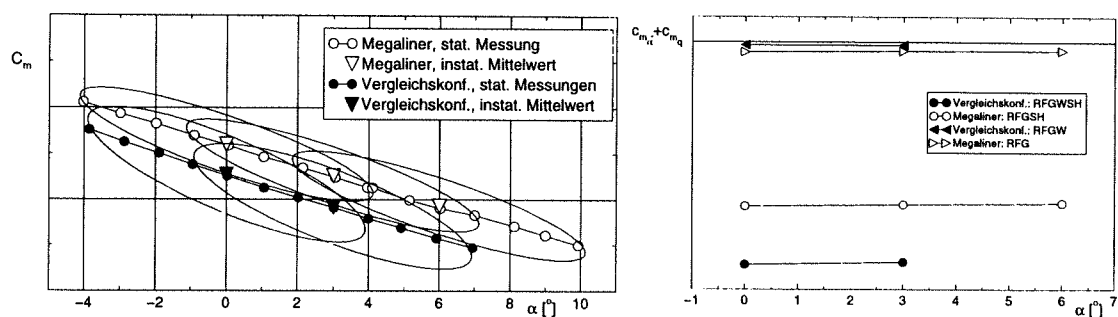


Bild 2/3: Messungen zur Nickdämpfung am Vergleichs- und Megaliner-Modell

Literatur:

- (1) Determann, O.: Ermittlung von dynamischen Derivativen der Längs- und Seitenbewegungen mit der Mobilien Oszillierenden Derivativwaage und systematische Untersuchungen zum Einfluß einiger Parameter auf die Ergebnisse.
DGLR-Jahrestagung, DGLR-Nr.:78-115, Darmstadt (1978)
- (2) Löser, T.: Kraftmessungen an einem A340-300 Modell zur Bestimmung dynamischer Derivativa.
DLR IB 129-89/24 (1998)
- (3) Hübner, A.-R.: Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweiter Airbus-Typen
Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 1999.

weiteres Vorgehen: Eine Erhöhung der Meßgenauigkeit lassen sich durch zusätzliche Modifikationen in der Meßeinrichtung sowie in dem angewendeten Auswertalgorithmus erzielen. Für eine Erweiterung des bisherigen aerodynamischen Datensatzes sind weitere Messungen mit einem weiterentwickelten Megaliner-Modell geplant. Dieser aerodynamischer Datensatz soll für die Validierung von numerischen Verfahren herangezogen werden. Wie auch bei den experimentellen Untersuchungen werden für die Gesamtkonfigurationen des A340 und des Megaliners als auch für einige Flugzeugkomponenten die aerodynamischen Derivativa bestimmt.

Datum: 21. März 2000

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 Windkanal: 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 (1998) sowie am A320-Ganzmodell (1998) und am Original-Airbusflügel (1999) im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW-LLF) durchgeführt. Dabei wurden Heißfilmarrays am Vorflügel (Slat), im Nasenbereich des Hauptflügels und nahe der Klappenseitenkante (Flap side edge) eingesetzt.

Die Frequenzspektren der Schwankungen der Heißfilmsignale sind meist breitbandig ohne signifikante Spitzen oder Maxima. Die Grenzschichttransition auf der Slat- und Flügeloberseite läßt sich bestimmen. Zur Interpretation der Ergebnisse an der Klappenseitenkante sind weiterführende Analysen erforderlich.

Literatur

H.-P. Kreplin:

Untersuchungen instationärer Strömungsvorgänge an Hochauftriebskonfigurationen mit Heißfilmsensoren,
Sitzung des BMBF/DA/DLR-Steuerkreises „Eigengeräuschminderung an Verkehrsflugzeugen“, Braunschweig, 07.01.99

H.-P. Kreplin, D. Baumgarten, K.-A. Bütetisch, Th. Möller, K.-H. Sauerland, F. Schmidt, A. Wiedemann:

Strömungsfelduntersuchungen an Hochauftriebskonfigurationen mit störungsfreien Messverfahren im Technologieprogramm HAK II,
Endpräsentation HAK II, Bremen, 17.11.99

Weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung und Analyse der vorhandenen experimentellen Daten,

Messungen an einem Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im Windkanal der DASA-Bremen (LSWT) im Rahmen des EU-Projekts EUROLIFT

Mitteilung

Projektgruppe: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Tilo Krißler

Institution: DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH
Hünefeldstr. 1-5
28183 Bremen

Tel: 0421 / 538 2350
Fax: 0421 / 538 2267
e-mail: Tilo.Krissler@gmx.de

weitere Partner: Synaps Ingenieurgesellschaft mbH, Bremen, Fahrenheitstr 1
28359 Bremen

Title: A Conceptual Design Methodology to Predict the Wave Drag of a Transonic Wing

Summary:

A conceptual design methodology to predict the wave drag of a transonic wing for use within multidisciplinary aircraft design was developed. To achieve this, a database of cross section designs optimized with respect to total drag was set up varying the design parameters Ma , t/c , c_{L} and Re .

Mathematical formulations for the aerodynamic cross section characteristics total drag, viscous drag and the local shock location were derived from the database as functions of the design parameters. The cross section wave drag was then derived using these formulations. A locally infinite swept wing is assumed and simple sweep theory using the shock sweep angle is used to transform the wave drag.

The wave drag of a 3-D wing is predicted summing locally infinite swept wing sections in spanwise direction.

The achieved drag prediction is accurate enough for use within conceptual aircraft design and predicts well the trends in wave drag development as a function of the design parameters Ma , t/c , c_{L} , Re and the wing planform.

Introduction:

Within the scope of multidisciplinary conceptual aircraft design, a transonic aerodynamic module to predict transonic effects of a wing is essential. Typically, about 300 parameters and 50 design variables and constraints are used to describe the complete configuration, whereas about 150 parameters and 15 design variables of these are used for aerodynamic purposes.

The objective of the presented methodology is to describe transonic aerodynamic effects with a limited number of parameters and predict the correct trends within conceptual aircraft design. Processing time becomes critical for application of the methodology within multidisciplinary design automation and optimization. For this reason, time intensive codes (e.g. 3-D Navier Stokes, 3-D Euler) are not appropriate.

Objective:

A fast conceptual design methodology to predict the wave drag of a transonic wing as a function of the design parameters Ma , t/c , c_{L} , Re and the wing planform will be described.

Methodology:

Transonic aerodynamic characteristics of a wing are a result of the wing planform, the spanwise distribution of lift, thickness and local flow data. These parameters shall be used as input data for a method to predict aerodynamic effects of a transonic wing.

AG STAB

As a first step, a database of cross section designs was set up using numerical optimization routines. To achieve this, DaimlerChrysler Aerospace Airbus (DA) inhouse codes were linked to the Synaps optimization tool PointerPro to set up the database. The aerodynamic codes used were VICWA (Full potential code with finite-difference boundary layer calculation) and XLS6 (Full potential code with integral boundary layer calculation). The database contains about 240 cross section designs optimized with respect to total drag, called optimized performance designs.

Using this database of optimized performance cross section designs, analytical approximations for the relationships between aerodynamic cross section characteristics and the design parameters Ma , t/c , c_L and Re were derived from the database using appropriate methods. Formulas were found, ensuring physically plausible trends towards the borders of design parameter ranges.

Result:

The wing drag prediction solely is a function of the local design parameters Ma , c_L , t/c , Re and the wing planform. With the drag models being derived from cross section designs optimized with respect to minimum total drag, the methodology predicts the minimum possible drag for a specific wing design. With the assumption of an isobaric wing design concept, a good prediction for the outboard wing and a first good estimate for the inboard wing may be achieved using the methodology. However, the more an isobaric wing design concept is realized in actual wing design, the better the wing drag prediction which can be achieved using the described methodology.

Conclusion and outlook:

A conceptual design methodology was described to predict the wave drag, viscous drag and total drag of a transonic wing. The methodology is intended for use within multidisciplinary conceptual design. The wave drag and trends in wave drag development of a wing can be predicted as a function of the local design parameters Ma , c_L , t/c , Re and the wing planform. As a result of the analytical description of the drag models used within the methodology, the processing time for a wing drag prediction is only in the order of seconds. Although the methodology is based on 2D cross section designs optimized with respect to minimum drag, the predicted minimum wave drag of a 3D wing compares well with the wing wave drag of current design studies. Future work will consider the implementation of effects of the fuselage and engine installation.

Bibliography:

Van der Velden, A., Aerodynamic Shape Optimization, AGARD-R-803 AGARD-FDP-VKI Special Course, April 1994

Van der Velden, A, Tools for Applied Engineering Optimization, AGARD-R-803 AGARD-FDP-VKI Special Course, April 1994

Sobieczky, H., Seebass, R., Mertens, J., Dulikravich, G., Van der Velden, A., New design concepts for high speed air transport, GISM courses and lectures no. 366, International Center for Mechanical Sciences, Springer, 1997

Synaps Inc., „PointerPro 4.2“, www.synaps-ing.de

Dargel, G., Ein Programmsystem für die Berechnung transsonischer Profil- und konischer Flügelströmungen auf der Basis gekoppelter Potential und Grenzschichtlösungen, DGLR Bericht 92-07, Köln, 1992

KriBer, T., A Conceptual Design Methodology for the Estimation of the Local Shock Locations on Optimized Transonic Wings, DGLR AG-STAB Symposium, Berlin, 1998

Datum: 15.10.1999

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. Josef Mertens

Institution DASA - Airbus, EXF/EFV

Adresse Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
28183 Bremen

Telefon: 0421-538-3802

Telefax: 0421-538-2910

e-mail:

Josef.Mertens@airbus.dasa.de

weitere Partner DLR

Thema Ziele des Technologieprogramms MEGAFLUG

Ausgangssituation Ergebnisse aus RaWid und HAK liegen vor

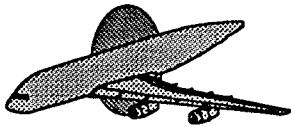
Ziel Bereitstellung weiterer Technologien zur Leistungssteigerung und Risikominimierung beim Megaliner

Lösungsweg In den aerodynamischen Technologieprogrammen RaWid und HAK wurde eine Palette von Einzeltechnologien erarbeitet, welche primär dem Leitkonzept Megaliner zugute kommen. Im Laufe der A3XX-Vorentwicklung ergab sich auf einigen Gebieten weiterer technologischer Handlungsbedarf. Hierzu werden im Technologieprogramm „Megaliner Flugphysik Ergänzungsprogramm (MEGAFLUG)“ gezielt einige Technologien der Flugphysik in Zusammenarbeit von DA und DLR erarbeitet. Sie sollen die frühzeitige Vorhersage von Flugleistung und -eigenschaften in guter Qualität erlauben und einige Risiken mildern, die bei einem Megaliner verstärkt auftauchen. Dazu gehören:

- Die Vorhersage der aerodynamischen Leistung und Eigenschaften bei sehr hohen Reynoldszahlen
- Die Vorhersage von Dämpfungsbeiwerten
- Die Vorhersage und Simulation des flugmechanischen Verhaltens für das große, elastische Flugzeug mit kleinem Leitwerkshebelarm
- Hochauftriebsklappen mit kleinen Nasenradien, die tief in den Triebwerksstrahl eintauchen
- Leitwerke mit kleinem Hebelarm am kurzen, dicken Rumpf hinter einem Flügel relativ kleiner Streckung
- Maßnahmen zur Reduktion der Wirbelschleppe eines Megaliners und Nachweis der Wirksamkeit.

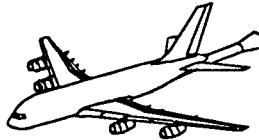
Erste Ergebnisse liegen vor und weisen die Richtung für die weitere Bearbeitung.

**1:32 Halfmodel No. A3X03 D
LSWT, KKK, F1, ETW**



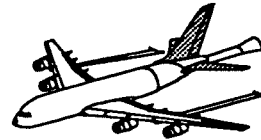
- o HL-System Optimization
- o Loads, Hingemoments, Wakes
- o Engine Interference (TPS-Testing)
- o Reynolds No. Effects

**1: 40 Complete Model No. A3X17 D
DNW-NWB, F1**



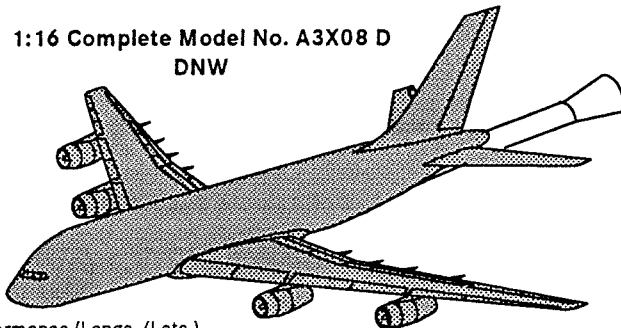
- o Dynamic Derivatives

**1:50 Complete Model No. A3X14D
ARA**



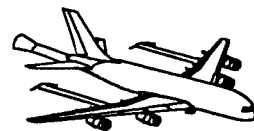
- o HS Rear End Development
- o Hinge Moments, Loads
- o Tail on Drag

**1:16 Complete Model No. A3X08 D
DNW**



- o LS-Performance (Longs./Lats.)
- o Jet Effects (TPS incl. Ground Effects)
- o Thrust Reverse
- o Ice Simulation

**1:55 Complete Model No. A3X55 D
ETW**



- o High Reynolds No. Effects
- o Tail Loads

Literatur

J. Mertens: Some Important Results of the Technology Programme RaWid
Notes on Numerical Fluid Mechanics, 72, W. Nitsche, H-J. Heinemann, R. Hilbig (Eds.), 11th
AG STAB/DGLR Symposium, Berlin, Germany, 10.-12. Nov. 1998, 315-322

J. Mertens: 1. Halbjahresbericht MEGAFLUG: 1.01. - 30.06.1999
DA-Bericht EF-061/99, 31.08.99

weiteres Vorgehen

Das Gesamtvorhaben Megaflug zur Entwicklung dieser Technologien läuft bis Ende 2002.
Davon ist eine erste Phase bis Ende September 2000 bewilligt. Ein Anteil der Arbeiten zur
Wirbelschleppe wird im genehmigten EU-Vorhaben C-WAKE bearbeitet.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh	
Institution	DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH, Bremen Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig	
Adresse	Produktaerodynamik (EFP) Hünefeldstr. 1-5 28183 Bremen	Telefon 0421 / 538-2136 Fax 0421 / 538-2267 e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.dasa.de
Thema	Berechnung des Maximalauftriebs für realistische Verkehrsflugzeugkonfigurationen	

Ausgangssituation und Ziel

Die Berechnung des Maximalauftriebs von realistischen Verkehrsflugzeugkonfigurationen stellt eine durch ihre Komplexität bislang nicht zufriedenstellend lösbare Aufgabe dar. Verwendung im aerodynamischen Entwurf von Hochauftriebsflügeln bei DaimlerChrysler Aerospace Airbus finden 2D-, quasi-3D- und 3D-Panelverfahren (VSAERO) [1],[2]. Jedoch kann nur mit VSAERO die komplette Flugzeugkonfiguration modelliert werden. Die Vorhersage des Maximalauftriebs ist mit VSAERO nur qualitativ durch Analyse von Grenzschichtrechnungen möglich. 3D-Feldverfahren hingegen sind aufgrund des beträchtlichen Aufwandes bei der Netzgenerierung und Strömungslösung noch nicht für die industrielle Anwendung nutzbar.

Für den Einsatz im Entwurf der Airbus-Hochauftriebsflügel bei DaimlerChrysler Aerospace Airbus wird deshalb auf Basis von VSAERO ein Verfahren mit Ablösemmodellierung entwickelt, welches sowohl die lokalen Effekte (z.B. durch Triebwerksinstallation, Klappenränder) wie auch die globalen Effekte (Profileigenschaften, Tragflügelgrundriß) auf den Maximalauftrieb von komplett modellierten Konfigurationen vorhersagen soll.

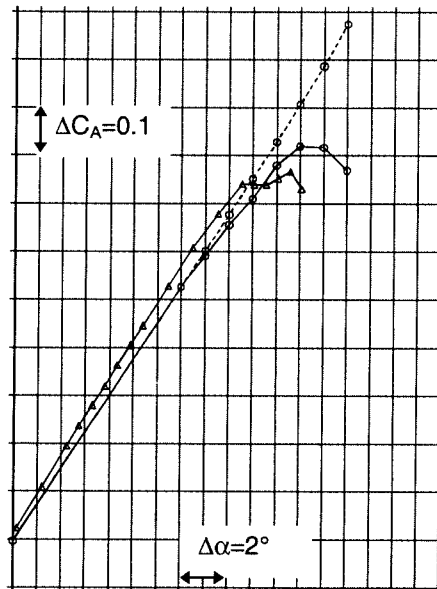
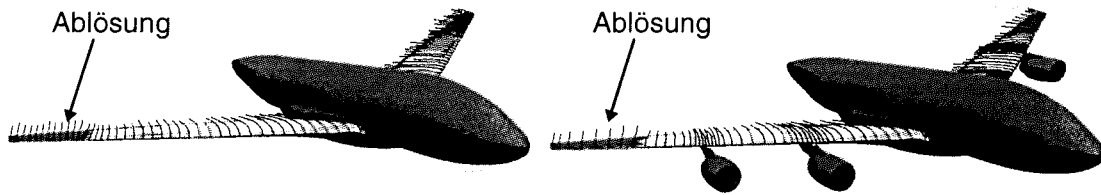
Lösungsweg

Das neu geschaffene Verfahren ermöglicht die Berechnung abgelöster Strömungen an komplexen 3D-Konfigurationen durch:

- Erfassung der abgelösten Bereiche durch Grenzschichtrechnung entlang Körperstromlinien.
- Belegung der Oberfläche im abgelösten Bereich mit angepaßten Ausströmgeschwindigkeiten zur Simulation der Verdrängungswirkung des abgelösten Bereiches.
- iteratives Vorgehen aus Berechnung des Ablösegebietes und angepaßter Belegung mit Ausströmgeschwindigkeiten bis konvergentes Ergebnis erreicht.

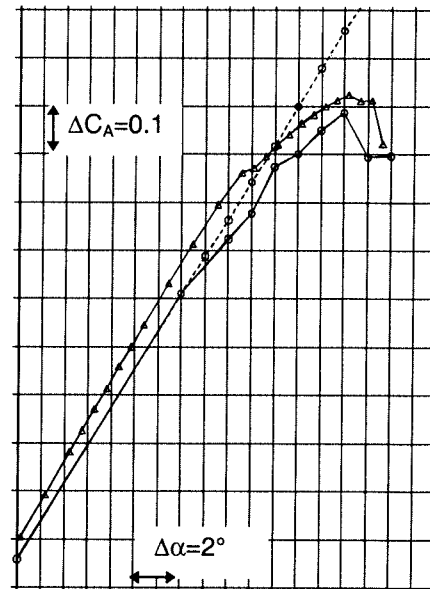
Ergebnis und weiteres Vorgehen

- ⇒ Abgelöste Gebiete werden entsprechend Meßergebnissen erfaßt.
- ⇒ Druckverteilungen und Beiwerte entsprechen der abgelösten Strömung.
- ⇒ Reynoldszahlabhängigkeit des Maximalauftriebs wird erfaßt.
- ⇒ Ablösung durch lokale (TW-Installation) und globale Eigenschaften (Profile) werden zutreffend erfaßt.
- ⇒ Iterationsverlauf ist konvergent.
- ⇒ Ausbau des Verfahrens für Mehrelementflügel erscheint vielversprechend und wird momentan durchgeführt.



—○— Mit Ablösemodellierung, $Re=1.5$ Mio.
 - - - - - potentialtheoretisch
 —△— Messung $Re=1.5$ Mio.

Bild 1: Megaliner-Flügel clean



—○— Mit Ablösemodellierung, $Re=1.5$ Mio.
 - - - - - potentialtheoretisch
 —△— Messung $Re=1.5$ Mio.

Bild 2: Megaliner-Flügel mit Triebwerken

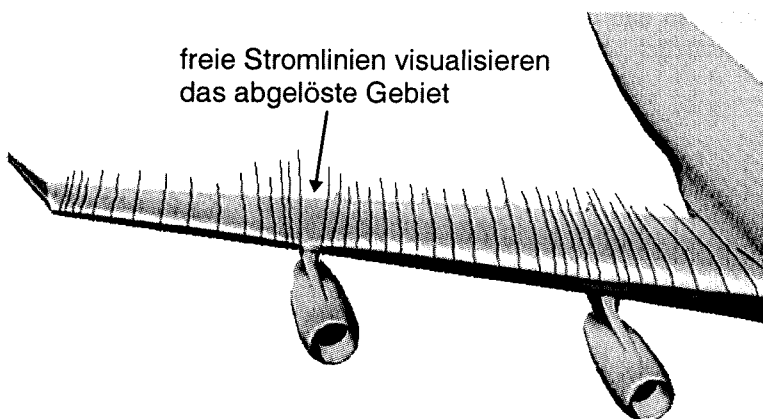


Bild 3: A340 Tragflügel

Literatur

1. Reckzeh D., *Rechenverfahren für den Entwurfsprozeß von Hochauftriebssystemen*, DGLR-Jahrestagung 1998, Bremen, DGLR-JT-98-240
2. Reckzeh, D., *Rechnerische und experimentelle Ergebnisse an der A3XX-Hochauftriebskonfiguration H8Y im Rahmen des Forschungsprogramms HAK II*, STAB-Workshop Göttingen 1997

Datum

September 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Kai Richter, Dr.-Ing. Henning Rosemann		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik Abteilung Hochgeschwindigkeitsaerodynamik		
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10	Telefon:	0551/709-2887
		Telefax:	0551/709-2811
		Email:	kai.richter@dlr.de
weitere Partner	DASA Bremen		
Thema	Widerstandsreduzierung an einem transsonischen Profil durch die kombinierte Anwendung von variabler Wölbung und Konturbeule		

Ausgangssituation

Im Rahmen des Leitprojektes ADIF wird durch zahlreiche Maßnahmen versucht, die Leistung neuartiger, transsonischer Profile zu verbessern. Dabei werden unter anderem teiladaptive Profilkonturen betrachtet [1,2], die eine Anpassung der Profilgeometrie an unterschiedliche Flugzustände ermöglichen und damit den Einsatzbereich des Profils deutlich vergrößern. Anstelle eines einzigen herkömmlichen Auslegungspunktes entsteht dadurch ein ganzer Entwurfsbereich.

Ziel

Der kombinierte Einsatz zwei konturverändernder Maßnahmen soll hierzu am Profil VC-Opt untersucht werden. Die flexible Hinterkante ermöglicht eine variable Wölbung des Profils, die sogenannte Konturbeule wirkt über eine variable Profilaufdickung im Stoßbereich auf den Verdichtungsstoß ein. Es sollen für jeden einzelnen Anströmungszustand die optimalen Einstellungen beider Konturmodifikationen gefunden werden, so daß der Profilwiderstand minimiert wird. Zur Nachbildung der Widerstandsgewinne sollen zusätzlich Steuerungsvorschriften für die einzelnen Konturmodifikationen aufgestellt werden.

Lösungsweg

Optimierung der Konturmodifikationen am VC-Opt-Profil mittels 2D-Euler-Grenzschicht-Rechenverfahren MSES und Optimierungsverfahren LINDOP für $0.20 \leq c_A \leq 0.95$ und $Ma \in [0.757; 0.766; 0.775; 0.784; 0.793]$.

Ergebnis

Die kombinierte Anwendung von variabler Wölbung und Konturbeule am VC-Opt-Profil erweist sich bei nahezu allen betrachteten Anströmgeschwindigkeiten als effektives Mittel zur Widerstandsreduzierung. Bei kleinen Geschwindigkeiten liefert vorrangig die variable Wölbung die entscheidenden Widerstandsgewinne. Die Konturbeule ist hier nur bei sehr hohen Auftriebsbeiwerten wirksam. Mit

zunehmender Anströmmachzahl steigen die Widerstandsgewinne durch die Konturbeule auch bei kleineren c_A -Werten. Bei hohen Anströmgeschwindigkeiten zeigt sie sich als effektivere der beiden Konturmodifikationen (Abbildung 1). Die variable Wölbung erreicht hier c_W -Gewinne vorrangig im unteren c_A -Bereich, die Beule vermehrt bei hohen c_A -Werten. Der Profilwiderstand kann im betrachteten Ma- und c_A -Bereich um bis zu $\Delta c_W \approx 46\%$ (im Off-Design) vermindert werden. Das Einsetzen des Widerstandsanstieges wird bei allen Geschwindigkeiten deutlich zu höheren c_A -Werten verschoben und die beste Gleitzahl damit entsprechend verbessert.

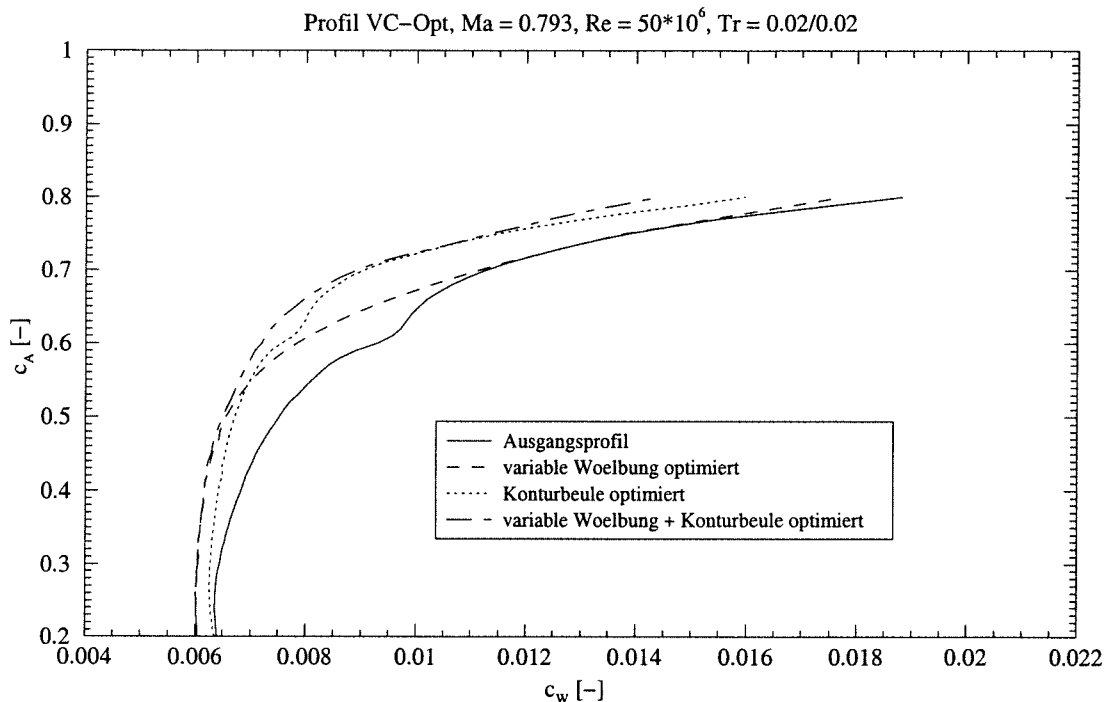


Abbildung 1: Widerstandspolaren bei Anwendung von variabler Wölbung und Konturbeule am VC-Opt-Profil für Ma = 0.793

Die Steuerung der Konturmodifikationen kann in Abhängigkeit von Ma und c_A erfolgen. Für die variable Wölbung in Form der flexiblen Hinterkante ergeben sich bei konstanter Anströmgeschwindigkeit lineare Zusammenhänge zwischen dem optimalen Klappenwinkel und c_A . Die Steuerung der Konturbeule erfolgt durch die Festlegung von Lage und Höhe des Beulenmaximums in Form Funktionen höherer Ordnung ebenfalls in Abhängigkeit von c_A . Die Nachrechnung der aufgestellten Vorschriften erreicht eine sehr gute Nachbildung der Widerstandsgewinne.

weiteres Vorgehen

Experimentelle Untersuchungen zum kombinierten Einsatz von variabler Wölbung und Konturbeule am VC-Opt-Profil im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) des DLR.

Literatur

- [1] Birkemeyer, J.: „Widerstandsminimierung für den transsonischen Flügel durch Ventilation und Konturbeule“, DLR-FB-1999-28
- [2] Knauer, A.: „Die Leistungsverbesserung transsonischer Profile durch Konturmodifikationen im Stoßbereich“, DLR-FB-1998-03

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Ingmar Schell, Dipl.-Ing. Erol Özger

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 7, 52062 Aachen
Tel.: +49 241 806820, Fax: +49 241 8888 233
SCHELL@lu.ilr.rwth-aachen.de, OEZGER@lu.ilr.rwth-aachen.de

weitere Partner: Entstanden im Sonderforschungsbereich 401

Thema: Einfluß von verschiedenen Klappenstellungen auf die Nachlaufstruktur eines Rechteckflügels mit Klappen und Möglichkeiten der Wirbelabschwächung mit Hilfe von Finnen

Ausgangssituation:

Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchung des Wirbelnachlaufs eines Rechteckflügels mit Klappen werden diskutiert. Die im Windkanal durchgeführten Versuche sind Teil eines von der Deutschen Forschungsgesellschaft (DFG) finanzierten Projektes, in dem unter anderem die Strömung im Nachlauf von Flügeln mit und ohne Klappen untersucht wird.

Ziel:

Das Ziel dieser Untersuchungen ist die Bestimmung von charakteristischen Merkmalen des Wirbelnachlaufs, um anschließend gezielte Maßnahmen zur Verringerung der Gefahren für nachfolgende Flugzeuge bei Start und Landung zu ergreifen und dadurch die Kapazitäten von Flughäfen zu erhöhen.

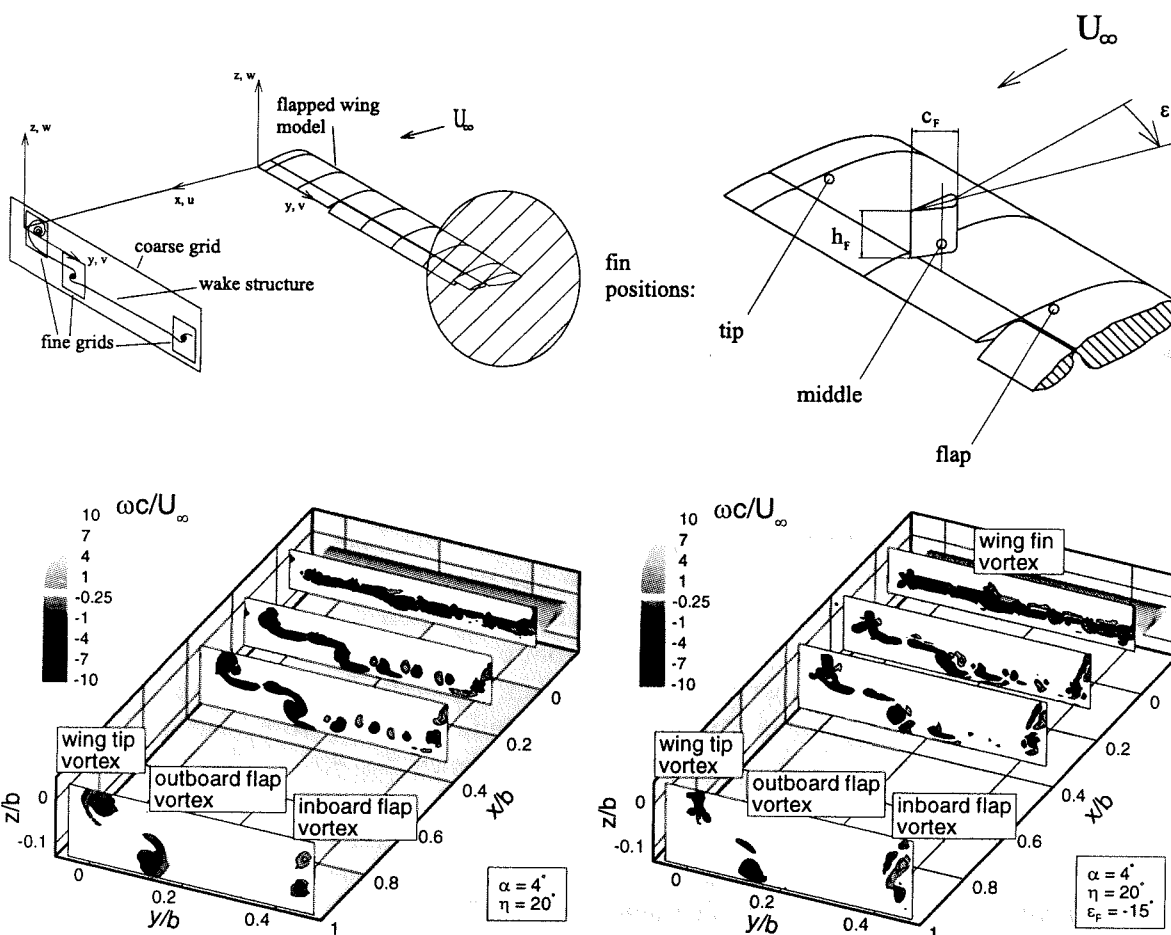
Vorgehensweise:

Im Rahmen dieser Arbeit wird zuerst die Nachlaufstruktur für verschiedene Klappenstellungen durch Messungen der Geschwindigkeitsverteilungen an verschiedenen Positionen im Nahfeld hinter dem Flügel untersucht. Die gemessenen Daten werden bezüglich verschiedener Wirbelparameter ausgewertet, wie z.B. Kernradius, maximale Umfangsgeschwindigkeit, Zirkulations- und Turbulenzverteilung sowie maximales induziertes Rollmoment auf ein nachfolgendes Flugzeug. Anschließend wurde als Maßnahme für die Abschwächung des Wirbelnachlaufs zusätzlich eine Finne an verschiedenen Orten auf dem Flügel für eine feste Klappenstellung angebracht. Die Abschwächung wurde durch die erzielte Abnahme des induzierten Rollmomentes beurteilt.

Ergebnisse:

Eine deutliche Verringerung wurde durch eine Finne erreicht, die in der Nähe des äußeren Klappenendes angebracht wurde.

Skizzen:



Literatur:

Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S., Bradshaw, P. "Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field", AIAA Journal, Vol. 33, No. 9, pp. 1561-1568, Sep. 1995

Dunham, R. E. "Unsuccessful Concepts for Aircraft Wake Vortex Minimization", NASA SP-409, Symposium held at Washington D.C. Feb. 1976, pp. 221-249, 1977

Huenke, K. "Structure of a transport aircraft-type near field wake", Paper presented at the AGARD FDP Symposium on "The Characterization & Modification of Wakes from Lifting Vehicles in Fluids" held in Trondheim, Norway from 20-23 May 1996, and published in CP-584

Rosow, V. J. "Experimental Investigation of Wing Fin Configurations for Alleviation of Vortex Wakes of Aircraft", NASA TM 78250, Nov. 1978

weiteres Vorgehen:

Messungen mit einem Modell eines airbusähnlichen Verkehrsflugzeugflügels mit Vorflügeln und Klappen

Datum: 6.10.1999

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen
Projektgruppe	Flügel kleiner Streckung
Ansprechpartner	Viktor Bader, Dr. Friedrich-Reinhard Grosche
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstrasse 10 37073 Göttingen
	Telefon: 0551-709-2237 Telefax: 0551-709-2829 e-Mail: viktor.bader@dlr.de
weitere Partner	Dr. Hakenesch (DASA-M, Ottobrunn) M. Rütten (DLR, SK Göttingen) Priv. Doz. Dr. U. Dallmann (DLR, SK Göttingen)
Thema	<i>Experimentelle Untersuchungen zur Identifikation aktiver Beeinflussungsmöglichkeiten des Wirbelsystems über angeordneten Deltaflügeln</i>

Ausgangssituation

Auf der Oberseite eines angestellten Deltaflügels wird ein nichtlinearer Auftriebsanteil durch Wirbel erzeugt, die durch das Aufrollen der von der Profilvorderkante ausgehenden, abgelösten freien Scherschicht entstehen [1]. Neben der Vergrößerung des gewünschten Auftriebes verkomplizieren diese Wirbel jedoch das Strömungsfeld und machen für bestimmte Strömungszustände (bzw. Flugmanöver) Vorhersagen schwierig. Das Strömungsfeld auf einem Deltaflügel ist bis zu mäßigen Anstellwinkeln symmetrisch und vorhersagbar. Bei Flugmanövern mit mäßigen bis hohen Anstellwinkeln, bei denen das Phänomen des Wirbelaufplatzens oberhalb des Flügels auftritt, können drastische und eventuell bisher unvorhersagbare Änderungen der Kräfte und Momente auftreten, die zu verringertem Auftrieb und unter Umständen zu Fluginstabilitäten führen. Dies wiederum kann die Manövrierfähigkeit eines Flugzeuges mit einer Deltaflügelkonfiguration deutlich nachteilig beeinflussen.

Dynamische Flugmanöver bringen mit der Zeitabhängigkeit eine weitere Variable in ein bereits kompliziertes System ein. Für instationäre Bewegungen des Flugzeuges ändern die durch Rumpf, Flügel, Steuerflächen oder anderen Komponenten erzeugten Wirbel ihre Stärke und Position in Bezug auf das Flugzeug als Funktion des Anstell-, Roll- und Schiebewinkels, welche ihrerseits nun zeitabhängig sind. Unter solchen Bedingungen wird die Position des Wirbelaufplatzens ebenfalls zeitabhängig.

Ziel

Ziel der Arbeit ist es, für Flugzeuge mit Deltaflügelkonfigurationen Methoden zur Vorhersage und zur günstigen Beeinflussung der Flügelumströmung beim Flug unter großen Anstellwinkeln im Unterschallbereich zu entwickeln [2]. Letztendlich sollen die Kurzstart- und Landeeigenschaften sowie die Manövrierfähigkeit verbessert werden.

In diesem Zusammenhang sollen die Strömungsstrukturen untersucht und die auftretenden Kräfte und Momente mit und ohne Beeinflussung miteinander verglichen werden.

Lösungsweg

Die Details des Strömungsfeldes oberhalb eines Flugzeuges hängen stark von der gewählten Flugzeugkonfiguration ab. Deshalb werden in dieser Arbeit vereinfachte Modelle von Deltaflügeln untersucht. Es werden zunächst die bei Deltaflügeln charakteristischen Wirbelströmungen bei stationärer Anströmung (zeitunabhängige Anstell-, Roll- und Schiebewinkel) auf Möglichkeiten zu ihrer Beeinflussung untersucht, vor allem aber die Beeinflussung des Wirbelaufplatzens mittels statischer Klappen und Ausblasen entlang der Vorderkante. Weiterhin wird die Beeinflussung der Frei-Roll-Bewegungen von Deltaflügeln mit Leitflächen auf der Saugseite im Windkanal untersucht.

Ergebnis

Es sind Strömungssichtbarmachungen im Wassenumlaufkanal ausgeführt worden, die das Wirbelaufplatzen auf Deltaflügeln veranschaulichen. Außerdem wurden DPIV-Messungen durchgeführt, um quantitativ das Strömungsfeld beschreiben zu können. Es wurde gezeigt, daß mittels einer Leitfläche auf der Saugseite des Flügels, die etwa parallel zur Wirbelachse des Primärwirbels ausgerichtet war, dessen Aufplatzen erheblich verzögert werden konnte (siehe Abb. 1). Im Windkanal wurde durch 6-Komponenten Kraftmessungen am schiebenden Deltaflügel nachgewiesen, daß derartige Leitflächen auf der Saugseite die Rollinstabilität im Schiebewinkelbereich $-7^\circ \leq \beta \leq 7^\circ$ vollständig beseitigen können (siehe Abb. 2). Die anderen Beiwerte wurden nur geringfügig beeinflusst.

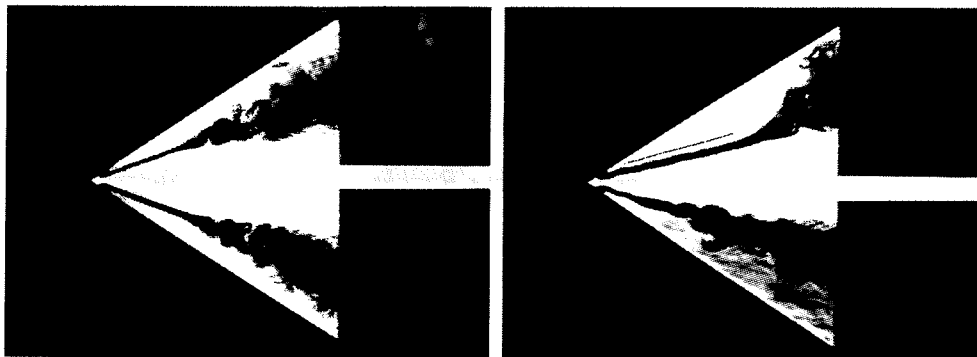


Abb.1: Die Abbildungen geben Strömungssichtbarmachungen des Phänomens des Wirbelaufplatzens wieder, wie es bei genügend hoch angestellten Deltaflügeln über dem Flügel auftritt. Die Wirbelachsen wurden mittels Hinzugabe von Farbpartikeln an der Spitze des Flügels sichtbar gemacht. Am Ort des Wirbelaufplatzens geht die geradlinige Wirbelachse über in eine spiralförmige Struktur.

Links: ohne Beeinflussung, **Rechts:** mit Beeinflussung durch eine Leitfläche. Das Aufplatzen des Wirbels wurde dadurch verzögert. $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 0^\circ$, Pfeilwinkel = 57° , $Re = 6 \times 10^3$

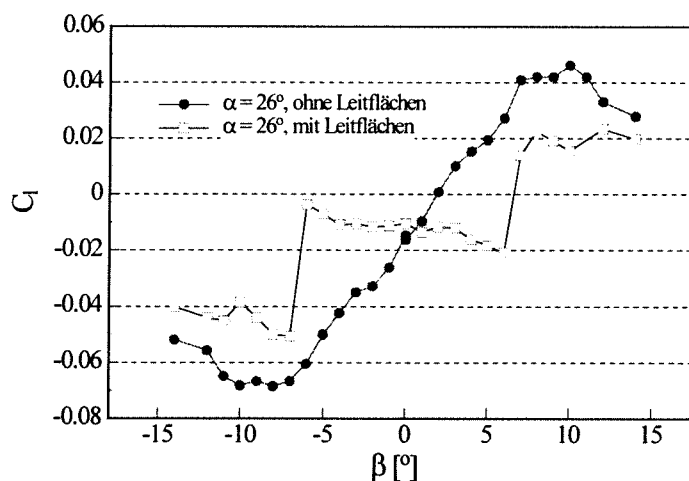


Abb. 2: Rollmomentenbeiwert C_l in Abhängigkeit des Schiebewinkels β mit und ohne auf beiden Flügelhälften angebrachten Leitflächen, $Re = 6,3 \times 10^5$, Pfeilwinkel = 57° , $\alpha = 26^\circ$
Ohne Leitflächen: C_l instabil, **Mit Leitflächen:** C_l stabil im Bereich $-7^\circ \leq \beta \leq 7^\circ$

Literatur

- [1] Herberg, T.; Dallmann, U.
Wirbelbildung in einem dreidimensionalen Wirbelstärkefeld am Beispiel eines Deltaflügels, DLR-IB, 221-92 A 11, 1992
- [2] Herbst, W.B.
Future Fighter Technologies.
Journal of aircraft, Vol. 17, No. 8, pp. 561-566, 1980

weiteres Vorgehen: Zur Klärung der physikalischen Phänomene sind in erster Linie weitere experimentelle und numerische Strömungsfelduntersuchungen geplant.

Datum: 13.10.1999

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	Dr.-Ing. J. Becker – DASA–M		
Thema	Aktive Vibrationskontrolle zur Reduktion der Buffet–Belastung am Seitenleitwerk		
Ausgangssituation	Moderne, hoch agile Flugzeuge operieren zur Durchführung von Supermanövern bei sehr hohen Anstellwinkeln. Bei diesen Flugzuständen wird jedoch oftmals das Seitenleitwerk von der Nachlaufströmung aufgeplatzter Vorderkantenwirbel beaufschlagt [1]. Dabei weist das einwirkende Strömungsfeld engbandige Geschwindigkeits– und Druckschwankungen auf, welche die Leitwerksstruktur in ihren Eigenfrequenzen zu Schwingungen anregen können. Die so induzierten heftigen Schüttelerscheinungen, Fin–Buffeting genannt, limitieren die Flugenvelope, da sie die sichere Manöverdurchführung erheblich beeinträchtigen und große Strukturbeanspruchungen hervorrufen.		
Ziel	Als Maßnahme zur Reduzierung der Buffeting–Belastung bei bestehenden Flugzeugkonfigurationen wird in jüngster Zeit die aktive Vibrationskontrolle untersucht. Die Konzepte zur aktiven Schwingungsdämpfung umfassen sowohl die Aufschaltung aerodynamischer Steuerflächen, wie Ruder oder Hilfsruder wie auch den Einsatz von Piezo–Aktuatoren, die entweder in die Leitwerksoberfläche oder in einem „Interface“ zwischen Leitwerks– und Rumpfstruktur integriert sind. Die angestrebte Verringerung der Ermüdungslasten soll zum einen die Lebensdauer erhöhen und zum anderen die Flugenvelope zu höheren Anstellwinkeln hin erweitern.		
Lösungsweg	Im Rahmen der aerodynamischen Konzepte wird hier die Aufschaltung eines Hilfsruders im Modellversuch untersucht. Hierzu wurde passend zu einem Windkanalmodell eines Hochleistungsflugzeugs vom Delta–Canard–Typ ein Seitenleitwerk mit harmonisch oszillierendem Hilfsruder ausgelegt, konstruiert und gefertigt, vgl. Bild 1. Der Hilfsruderantrieb erfolgt über einen hochgenau regelbaren Elektromotor, wobei über ein Exzentergetriebe die Drehbewegung in eine sinusförmige Bewegung des Hilfsruders umgesetzt wird. Dabei können Ruderausschläge von $\zeta_{T_{max}} = 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ bei einer maximalen Schwingungsfrequenz von $f_{\zeta_T} = 120 \text{ Hz}$ realisiert werden. Das Seitenleitwerk ist mit 18 instationären Miniatur–Drucksensoren, 2 Beschleunigungsaufnehmern im Bereich der Leitwerksspitze und einem Drehmomentensensor am Fuß der Abtriebswelle bestückt. Die Prozeßkette zeigt Bild 2. In einem ersten Schritt wird die unregelmäßige Hilfsruderschwingung untersucht, um das Potential der Hilfsruderaufschaltung und die Betriebsgrenzen quantifizieren zu können.		
Ergebnis	Die ermittelte instationäre Druckverteilung zeigt den typischen steilen Anstieg der Druckschwankungsintensität ab einem bestimmten Anstellwinkel (hier $\alpha \geq 25^\circ$), was auf die Einwirkung der Strömung der aufgeplatzten Vorderkantenwirbel zurückzuführen ist [1], vgl. Bild 3. Bei unregelmäßig aufgeschaltetem Hilfsruder wird mit wachsender Amplitude bzw. Frequenz ein jeweils höheres Schwankungsniveau er-		

zielt, was die Wirksamkeit der Ruderoszillation über den gesamten hier betrachteten Anstellwinkelbereich belegt (Bild 3). Die Ruderfrequenz zeichnet sich dabei im Spektrum der Druckschwankungen deutlich in Form von Amplitudenspitzen ab, was bei aktiv geregelter Ansteuerung eine entsprechende Abminderung bewirkt [2], vgl. Bild 4.

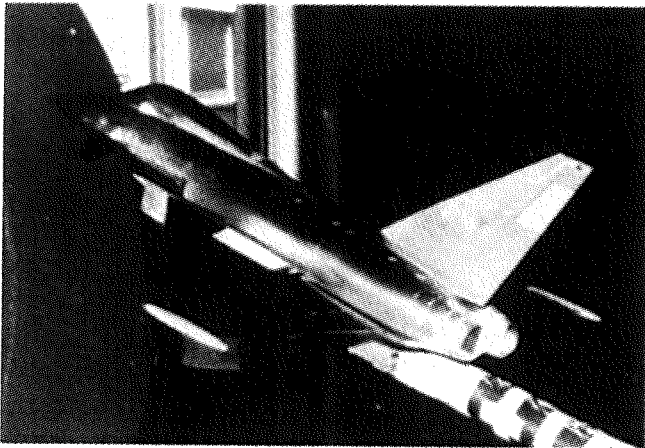


Bild 1: Einbau des Windkanalmodells in die Meßstrecke.

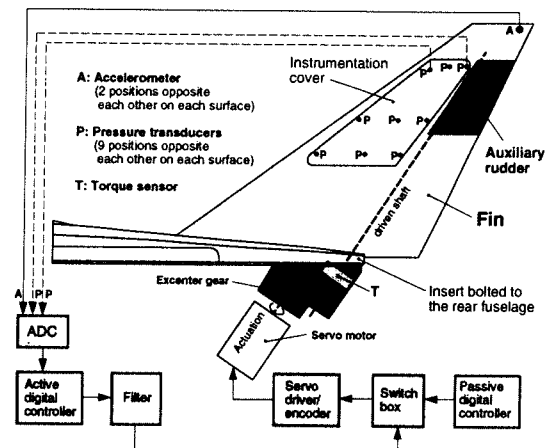


Bild 2: Prozeßkette zur aktiven Vibrationskontrolle.

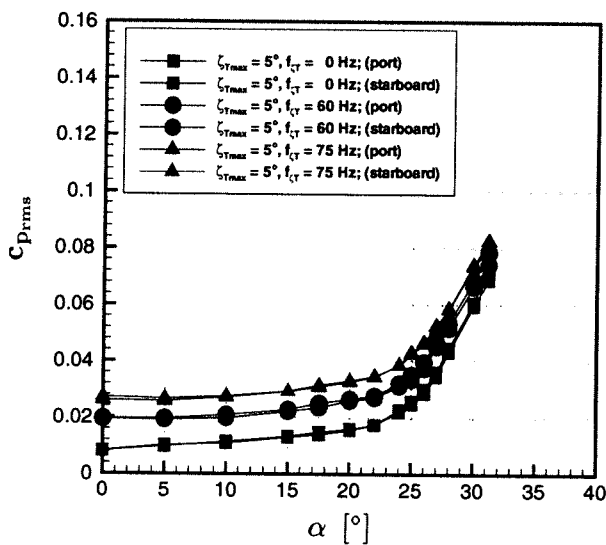


Bild 3: Druckschwankungsintensität $c_{p,rms}$ am Seitenleitwerk bei statisch ausgeschlagenem und oszillierendem Hilfsruder als Funktion des Anstellwinkels.

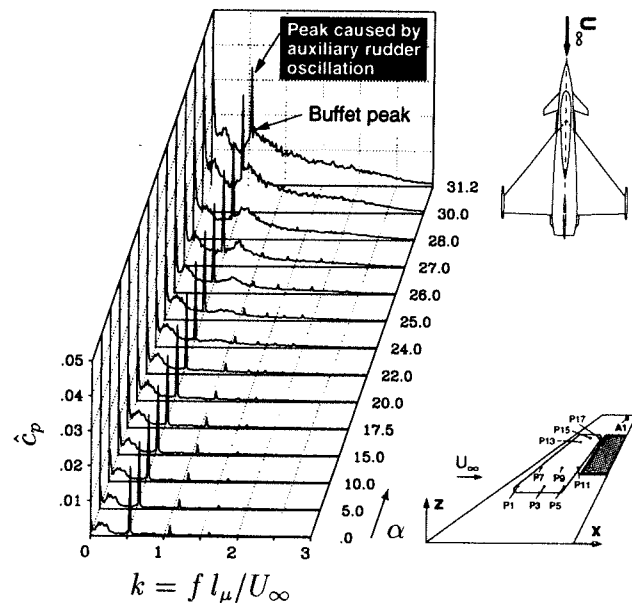


Bild 4: Amplitudenspektren der Druckschwankungen $\hat{c}_p$ an der Position P 13 als Funktion des Anstellwinkels bei oszillierendem Hilfsruder; max. Ruderausschlag: 3° , Schwingungsfrequenz: 60 Hz ; $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re_{l_\mu} = 0.97 \times 10^6$.

Literatur

[1] C. Breitsamter:

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

[2] C. Breitsamter:

Aerodynamic Active Vibration Control For Single-Fin Buffeting Alleviation. Jahrbuch des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses/ DGLR-Jahrestagung 1999, Vol. I, Berlin, 27.-30. Sept., 1999, pp. 291-300.

weiteres Vorgehen

Die Messungen werden im „Geschlossen-Kreis“ fortgeführt und der Grad der Abminderung bei der Beschleunigung an der Leitwerksspitze bzw. der einwirkenden Druckverteilung quantifiziert.

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 Berechnung instationärer Deltaflügelumströmungen mit Hilfe eines Euler-Verfahrens

Am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig wird seit einiger Zeit die aufgeplatzte Wirbelströmung über dem scharfkantigen VFE-Deltaflügel mit 65° Vorderkantenpfeilung numerisch untersucht (siehe J. Müller, D. Hummel [1]). Es wurden dazu mit Hilfe des DLR codes *FLOWer* zeitgenaue Euler-Rechnungen bei einer Machzahl von $Ma_\infty = 0,2$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$ durchgeführt. Die Rechnungen erfolgten auf einer O-O-Netztopologie mit 943 245 Netzknoten.

Die zeitgenauen Euler-Rechnungen geben ein spiralförmiges Wirbelaufplatzen wieder, bei dem die Wirbelachse räumlich entgegengesetzt zum Drehsinn des Wirbels spiralisiert und zeitlich im Drehsinn des Wirbels rotiert. Die zeitliche Rotation erfolgt mit einer bestimmten reduzierten Frequenz ω^* und führt zu harmonischen zeitlichen Schwingungen in den resultierenden Kraft- und Momentenbeiwerten. Der Einfluß der numerischen Dissipation bei einem Euler-Verfahren auf die Lage und die Stärke des Aufplatzprozesses sowie auf die reduzierte Frequenz ω^* der Rotationsbewegung ist allerdings erheblich. Ein zeitgenaues Euler-Verfahren muß somit z.B. mit Hilfe der Aufplatzlage kalibriert werden. So ist aus experimentellen Beobachtungen (siehe z.B. H.-C. Oelker [2] und D. Hummel, T. Löser [3]) bekannt, daß beim VFE-Flügel die Aufplatzstelle bei $\alpha = 18^\circ$ die Hinterkante passiert, was bei den Rechnungen für einen künstlichen numerischen Dissipationskoeffizienten von $k^{(4)} = 1/80$ richtig vorhergesagt wird.

Es stellt sich nun die Frage, wie von einem solchen angepaßten Euler-Verfahren die Wanderung der Aufplatzstelle mit steigendem Anstellwinkel bis hin zum Übergang zu einer Totwasserströmung bei sehr hohen Anstellwinkeln wiedergegeben wird. Zu diesem Zweck wurden weitere zeitgenaue Euler-Rechnungen für einen Anstellwinkelbereich von $\alpha = 0^\circ$ bis $\alpha = 48^\circ$ durchgeführt.

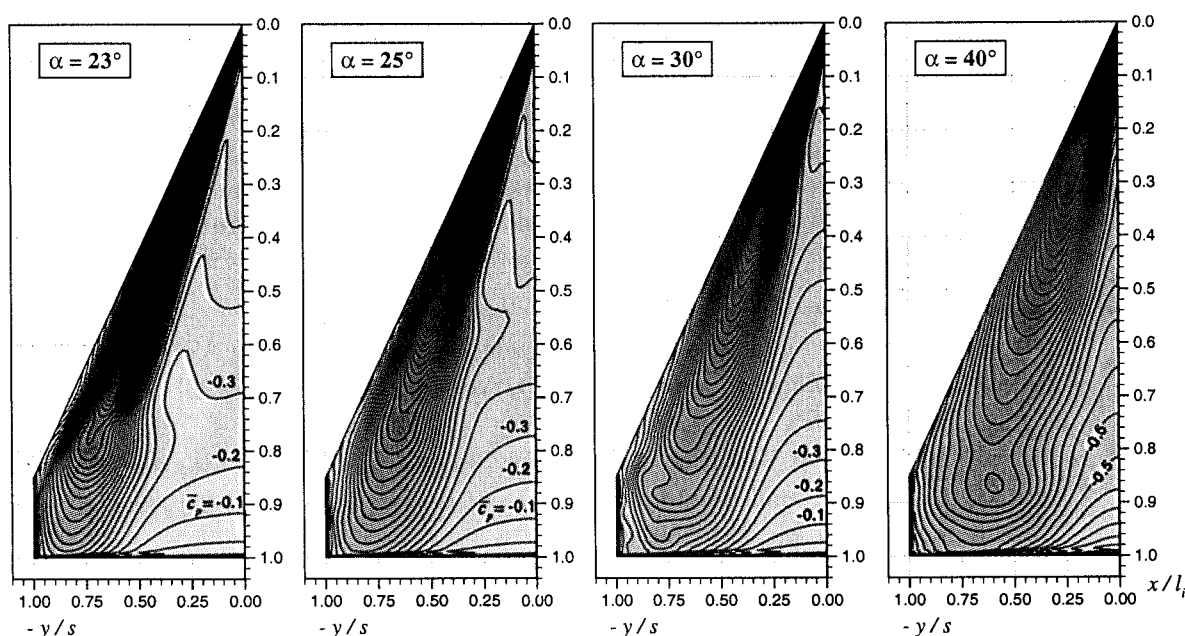


Abbildung 1: Zeitlicher Mittelwert der Druckverteilung auf der Flügeloberseite mit steigendem Anstellwinkel α ($Ma_\infty = 0,2$; Euler: $k^{(4)} = 1/80$)

Abbildung 1 zeigt die berechneten Verteilungen des zeitlich gemittelten Druckbeiwertes $\bar{c}_p$ auf der Flügeloberseite des VFE-Flügels (linke Flügelhälfte) für verschiedene Anstellwinkel α . Man erkennt jeweils anhand der abgeflachten Saugspitzen den Bereich der aufgeplatzten Wirbelströmung, und man sieht, wie die Aufplatzstelle mit steigendem Anstellwinkel kontinuierlich stromaufwärts wandert. Bei $\alpha = 43^\circ$ erreicht sie schließlich die Flügelspitze, und die aufgeplatzte Wirbelströmung über dem Deltaflügel geht schlagartig in eine Totwasserströmung über. Dieses vorhergesagte Verhalten der Strömung steht in sehr guter Übereinstimmung mit experimentellen Beobachtungen (siehe D. Hummel, T. Löser [3]). Ein für einen Anstellwinkel angepaßtes zeitgenaues Euler-Verfahren ist somit offensichtlich in der Lage, die Position der Aufplatzstelle im gesamten Anstellwinkelbereich korrekt wiederzugeben. Für Anstellwinkel $\alpha > 43^\circ$ wird eine Totwasserströmung über dem Flügel berechnet, charakterisiert durch einen konstanten Unterdruck auf der Flügeloberseite und durch ein langsames Rückströmen auf der Oberseite von der Hinterkante zur Vorderkante. Das errechnete Unterdruckniveau und die daraus resultierenden Gesamtkräfte und -momente stimmen erstaunlich gut mit Messungen überein.

Das Verhalten der reduzierten Frequenz ω^* mit dem Anstellwinkel α gibt Abbildung 2 wieder. Es wurden für verschiedene Anstellwinkel Frequenzanalysen des Auftriebsbeiwertes c_A über der Zeit durchgeführt. Aufgetragen sind in Abbildung 2 die entsprechenden Frequenzspektren, d.h. die Auftriebsamplitude $\hat{c}_A$ über der reduzierten Frequenz ω^* für verschiedene Anstellwinkel α . Die Frequenzanalyse zeigt für kleine Anstellwinkel (z.B. für $\alpha = 20^\circ$) eine einzige ausgeprägte Frequenz $\omega^* \approx 20$, welche der Rotationsbewegung des spiralisierenden Wirbels zuzuordnen ist. Für höhere Anstellwinkel weitet sich das Frequenzspektrum auf, und es lassen sich prinzipiell drei ausgeprägte Frequenzen feststellen. Eine genaue Analyse der errechneten Ergebnisse zeigt, daß sich die beiden zusätzlichen (kleineren) Frequenzen einem radialen und einem axialen Schwingungsmodus der aufgeplatzten Wirbelströmung zuordnen lassen. Ähnliche Frequenzspektren konnte auch C. Breitsamter [4] bei seinen experimentellen Untersuchungen an Deltaflügeln mit verschiedenen Vorderkantenpfeilungen feststellen. Eine von ihm entwickelte Korrelation für die dominierende reduzierte Frequenz (mit maximaler Amplitude) in Abhängigkeit von der Vorderkantenpfeilung und vom Anstellwinkel ist in Abbildung 2 mit eingetragen. Man erkennt für den gesamten Anstellwinkelbereich die sehr gute Übereinstimmung der berechneten Frequenzen mit dem Experiment.

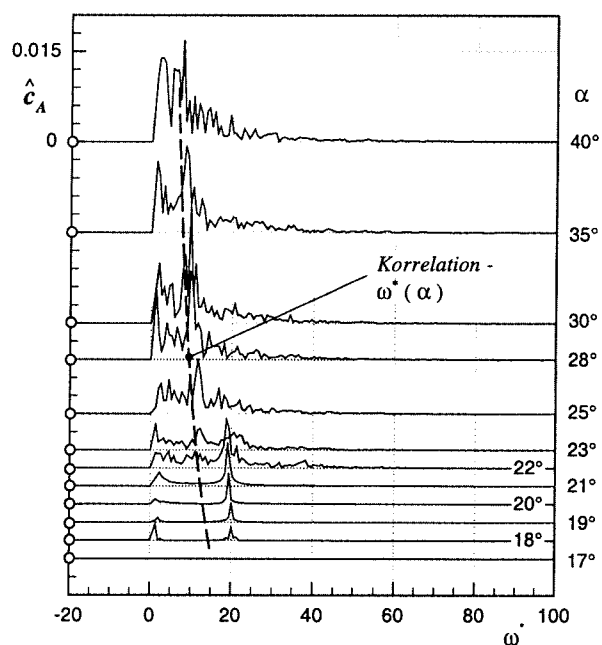


Abbildung 2: Frequenzspektren des Auftriebsbeiwertes für verschiedene Anstellwinkel α ($Ma_\infty = 0,2$; Euler: $k^{(4)} = 1/80$)

Zeitgenaue Euler-Rechnungen sind somit offensichtlich in der Lage, den komplizierten instationären Prozeß des Wirbelaufplatzens an einem Deltaflügel richtig vorherzusagen. Der Effekt der reibungsbehafteten Sekundärablösung unterhalb des Primärwirbels bleibt dabei allerdings unberücksichtigt. Deshalb werden derzeit erste stationäre und instationäre Navier-Stokes-Rechnungen durchgeführt mit dem Ziel, die bisher künstlich eingebrachte numerische Dissipation weitgehend durch reale viskose Dissipation zu ersetzen. Des weiteren soll der Einfluß der Sekundärablösung auf den Aufplatzprozeß des Primärwirbels untersucht werden.

Literatur:

- [1] J. Müller, D. Hummel: An analysis of vortex breakdown predicted by a time-accurate Euler code. 11. DGLR-Fach-Symposium AG STAB, Berlin, Nov. 1998. Proceedings: Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72, Vieweg Verlag (1999) 331-338.
- [2] H.-C. Oelker: Aerodynamische Untersuchungen an kurzgekoppelten Entenkonfigurationen bei symmetrischer Anströmung. Dissertation TU Braunschweig 1990. ZLR-Forschungsbericht 90-01, ISBN 3-9802073-2-3 (1990).
- [3] 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).
- [4] C. Breitsamter: Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln. Dissertation TU München 1997. Herbert Utz Verlag Wissenschaft 1997, ISBN 3-89675-201-4 (1997).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Markus Rütten, PD. Dr. Uwe Ch. Dallmann

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik
Abteilung Transition und Turbulenz

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2867
Telefax: (0551) 709-2404
e-mail: markus.ruetten@dlr.de

weitere Partner: Dr. Hakenesch, DASA-M, Ottobrunn
Viktor Bader, DLR, Institut für Strömungsmechanik, Göttingen
Dr. Claus Wagner, DLR, Institut für Strömungsmechanik, Göttingen

Thema:
Numerische Simulation des Wirbelplatzens über einem Deltaflügel zur Identifikation von 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 zusätzliche Sekundärwirbel entstehen. Bis zu mäßigen Anstellwinkeln bleibt die Strömung symmetrisch und vorhersagbar, über einen kritischen Wert hinaus verstärken sich die Wirbel, bis das Wirbelplatzen entsteht. 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 meist unsymmetrisch auftritt, entstehen starke Rollmomente, wodurch das Flugverhalten 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, das die Untersuchung reibungsbehafteter Strömungen zeitgenau und räumlich mit einer Genauigkeit 2. Ordnung erlaubt. Zunächst stehen dabei Wirbelumströmungen bei stationärer Anströmung im Mittelpunkt der Betrachtungen. Für verschiedene zeitunabhängige Anstellwinkel wird die Wirbelstruktur mit stationären Rechnungen erfaßt. Der Einfluß der verwendeten Geometrie und des Rechennetzes auf Lage und Gestalt des Wirbels wird dokumentiert, ebenso den der verschiedenen Turbulenzmodelle. Nach Untersuchungen zur richtigen Wahl der mindestens erforderlichen Zeitschritte zur Auflösung aller instationären Effekte des Wirbels bzw. Wirbelplatzens wird ein Vergleich mit instationären Rechnungen angestellt, um festzustellen, wie sich die Lösungen qualitativ verändern. 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, z.B. Leitbleche zur Wirbelsteuerung, nachgerechnet und verglichen, so daß die entsprechenden Datensätze einen Rückschluß auf die entscheidenden Parameter des Platzvorganges erlauben. In späteren Rechnungen werden gezielt diese Parameter variiert, um die Modellbildung weiter voranzubringen.

Ohne jedoch auf Modelle in der Turbulenzsimulation zurückgreifen zu müssen, wird zur genaueren Untersuchung der Wirbelstruktur 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.

Vorläufige Ergebnisse:

Es sind an einem vom Experiment geometrisch vorgegebenem Deltaflügelmodell bei verschiedenen Anstellwinkeln Rechnungen mit TAU durchgeführt worden. Die Rechnungen zeigten, daß die zugrundeliegenden hybriden Rechenetze (prismatische Schicht in Wandnähe, darüber Tetraeder) den Problemanforderungen nicht genügten: Um Reibungseffekte aufzulösen, ist ein y^+ in der Größenordnung um 1 mindestens erforderlich, sonst ergibt sich qualitativ eine Euler-Lösung. Es zeigte sich, daß mit dem Netzgenerierungstool ICEM das erlaubte maximale y^+ nicht unter 12 lag, da die Prismenschicht an sich schon zu inkonsistent ist. Aufgrunddessen wurde auf ein anderes Netzgenerierungstool (FASTFLO) zurückgegriffen. Doch auch hier war FASTFLO nicht in der Lage, für die scharfkantige Geometrie des Deltaflügelmodells eine ausreichende Netzqualität zu gewährleisten. Die Schwierigkeiten traten wieder in der Prismenschichtgenerierung auf: Fehlerhaft und unzureichend wurde der Verlauf der Netzlinien in Wandabstandsrichtung berechnet. Aufgrund des modularen Aufbaus von FASTFLO war es möglich, das Prismenschichtgenerierungsmodul durch eine Neuentwicklung zu ersetzen. Das neu erstellte Modul bedarf als Eingabefile eine orientierte Oberflächentriangulierung und berechnet sich daraus geometrisch Oberflächennormalen, die die Wachstumsrichtung der Prismenschichten vorgeben. Die Prismen werden schichtweise aufgebaut, verschiedene Glättungsmechanismen sind implementiert worden, so daß ein Degenerieren von Volumenelementen ausgeschlossen ist. Die Prismenhöhen werden mit einer geeigneten Spacingfunktion gesteuert, wodurch optimale Größenverhältnisse im Randbereich zwischen Prismen und Tetraeder erreicht werden. Zusätzlich kann die Prismenschichtdicke global begrenzt werden, außerdem ist eine lokale Begrenzung durch Vorgabe mittels eines Steuerfiles möglich. Eine automatische, dynamische Reduktion der Prismenschichtdicke ohne Brechen der Anzahl der Prismen in einer Schicht an lokalisierten kritischen Stellen wurde ebenfalls implementiert. Damit gelang es, Netze ausreichender Qualität auch für schwierige Geometrien zu erstellen.

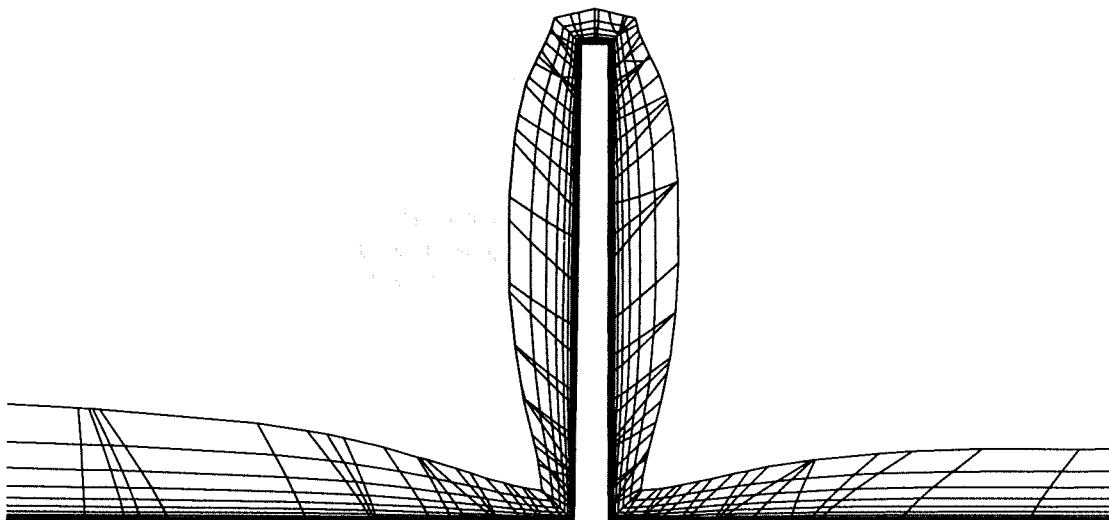


Abb. 1: Schnitt durch eine prismatische Netzschicht, generiert mit neuem Prismenmodul, automatische Reduktion der Prismenschichtdicke, dargestellt Leitblech zur Wirbelsteuerung

Dadurch konnte jetzt z.B. der Einfluß von Leitblechen auf die Wirbelstruktur berechnet und dargestellt werden.

Weiteres Vorgehen:

Zunächst werden neue Rechenetze generiert, um nach anschließenden stationären Rechnungen die gewonnenen Ergebnisse mit dem Experimenten von V.Bader zu vergleichen. Weitere Wirbelsteuerungsmaßnahmen werden 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.

Datum: 15.10.1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Schütte Tel.: 0531/295-2892
e-mail: Andreas.Schuette@dlr.de

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon 0531/295-2431
38108 Braunschweig Telefax 0531/295-2320

weitere Partner: Institut für Hochfrequenztechnik, DLR Oberpfaffenhofen

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchungen
an radarsignaturarmen Konfigurationen

Ausgangssituation:

Seit den 80er Jahren werden in Deutschland radarsignaturarme Flugzeugkonfigurationen untersucht. Das DLR ist, mit dem Institut für Hochfrequenztechnik in Oberpfaffenhofen im Bereich der Radarsignatur und dem Institut für Entwurfsaerodynamik im Bereich der Aerodynamik, an Untersuchungen radarsignaturarmer Flugzeugkonfigurationen beteiligt. Dem Institut für Entwurfsaerodynamik steht dafür ein Windkanalmodell DLR-F7 zur Verfügung. Bei dem DLR-F7 Vielflächner handelt es sich um eine Cropped-Delta-Wing Konfiguration mit Rumpf und Seitenleitwerk, die als Doppeldelta ausgeführt ist. Der vordere Cockpitumpf hat dabei die Funktion des vorderen Delta (s. Bild 1).

Ziel:

Zielsetzung dieser Aufgabe ist es eine aerodynamische Optimierung der Vielflächnerkonfiguration durchzuführen bei gleichzeitiger Beibehaltung eines geringen Radarrückstrahlquerschnittes.

Lösungsweg:

Mit dem DLR-F7 Modell wurden umfangreiche Windkanalmessungen im Transsonischen Windkanal Göttingen durchgeführt, siehe Bild 1. Die Messungen umfaßten Kraft- und Druckmessungen, insbesondere Druckmessungen mit Hilfe von PSP (Pressure Sensitive Paint). Die Messungen dienen dem Verständnis über die Strömungsphysik der DLR-F7 Konfiguration, sowie der Validierung von numerischen Rechenverfahren. Zur Berechnung der Strömung und der numerischen Optimierung der Vielflächnerkonfiguration dient sowohl der unstrukturierte DLR-Tau-Code als auch der strukturierte Rechen-Code FLOWER des DLR.

Ergebnis:

Das Ergebnis numerischer Untersuchungen und dem Vergleich mit Windkanalmessungen haben ergeben, daß durch geringe Modifikationen eine wesentliche Verbesserung der Aerodynamik zu erzielen ist. Die Änderungen beziehen sich auf die Einlaufverkleidung des Triebwerkes (dort wo sich das Triebwerk befindet sitzt beim Modell für den TWG das Zentralteil für die Waage und die Druckmessmodule), die Kante am Cockpit (zusätzliche Facette) und die Möglichkeit den Pfeilwinkel des vorderen Deltas zu modifizieren durch den Einbau verschiedener Vorflügel (Strakes) am Cockpit der Konfiguration. Vor allem die Strakes die am Cockpit angebracht werden können unterstützen den Doppel-Delta-Charakter der Konfiguration. Bild 2 zeigt den Unterschied zwischen der F7 und der F10 Konfiguration anhand zweier Eulerrechnungen. Durch die Rückführung der Einlaufverkleidung wird der vordere Rumpfwirbel verstärkt. Dies hat zur Folge, daß die Aufplatzstelle des Flügelwirbels in Richtung Hinterkante verschoben wird. Ursache hierfür ist, daß der vordere Wirbel die Zuströmung des Hauptflügels beeinflusst. Der effektive Pfeilwinkel mit der der Hauptflügel angeströmt wird verringert sich. Dies bewirkt eine Stabilisierung des Flügelwirbels. Durch den Einbau von Vorflügeln läßt sich dieser Effekt noch weiter verstärken. Es zeigt sich, daß mit der Abnahme des Vorflügelpfeilwinkels der vordere Rumpfwirbel mehr Zirkulation besitzt und somit eine größere induzierende Wirkung auf das Strömungsfeld hat. Dies führt in Abhängigkeit vom Vorflügelpfeilwinkel und dem Anstellwinkel zu unterschiedlichen Wirbelsystemen

über dem Hauptflügel der Konfiguration. Bei geringen Anstellwinkeln α stellt sich ein Vierwirbelsystem über dem Hauptflügel ein. Erhöht man den Anstellwinkel schrittweise, so findet in Abhängigkeit vom Vorflügel- und Hauptflügelwinkeln eine Vereinigung von Vorflügel- und Hauptflügelwirbel statt. Diese Vereinigung tritt bei kleinerem Vorflügelwinkeln bei geringerem Anstellwinkel statt. Mit dem neuen DLR-F10 Windkanalmodell werden in Zukunft experimentelle Windkanalversuche im TWG durchgeführt. Die experimentellen Ergebnisse aus den Messungen mit dem DLR-F10 dienen als Datenbasis für die numerische Optimierung einer Vielflächnerkonfiguration bezüglich des Wellenwiderstandes.

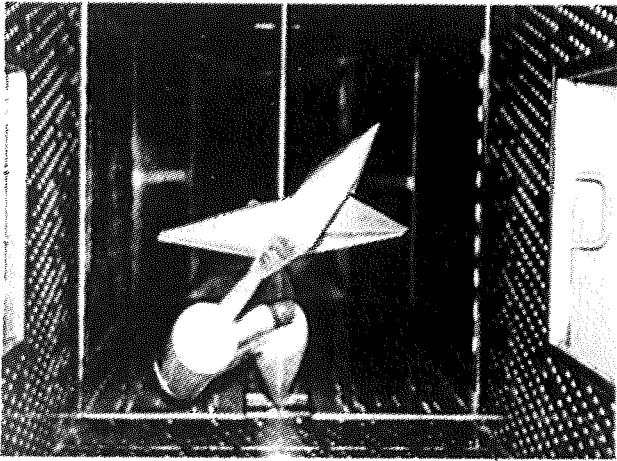


Bild 1: DLR-F7 Windkanalmodell im Transsonischen Windkanal Göttingen

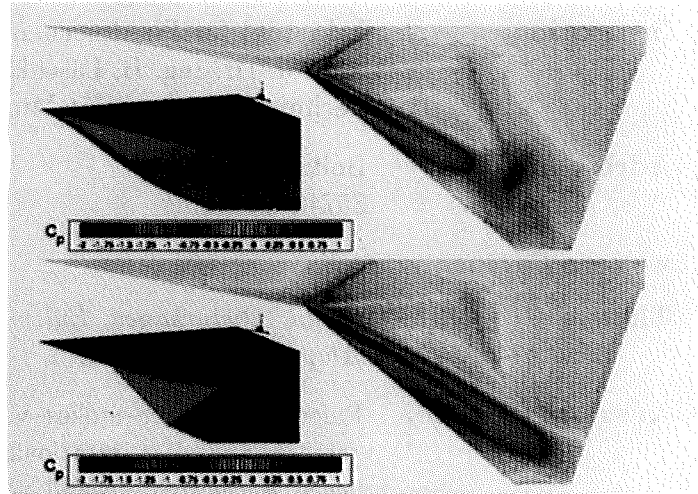


Bild 2: Eulerrechnung: Vergleich der Oberflächendruckverteilung zwischen DLR-F7 und DLR-F10

Literatur:

(1) Ehlers, Thomas: Kraft- und Druckmessungen am Windkanalmodell F7 im Transsonischen Windkanal Göttingen
DLR, IB 129-96/3, 1996

(2) Wehrtechnischer Bericht 1996 zu den Aufgaben:
Radarsignaturen und Modellbildung und Systemorientierte Radarmodelle
DLR, Inst. für Hochfrequenztechnik, Oberpfaffenhofen, 1996

(3) Wehrtechnischer Bericht 1998 zu den Aufgaben:
Radarsignaturen und Modellbildung und Systemorientierte Radarmodelle
DLR, Inst. für Hochfrequenztechnik, Oberpfaffenhofen, 1998

weiteres Vorgehen:

Es werden experimentelle Untersuchungen im TWG mit dem DLR-F10 folgen. Es ist der experimentelle Nachweis zu erbringen für eine Verbesserung der Aerodynamik des DLR-F10 im Vergleich zum DLR-F7. Ein Schwerpunkt liegt in der Untersuchung der Wirbel-Wirbel-Interferenzen zwischen vorderem Wirbel und Hauptflügelwirbel in Abhängigkeit der Zuströmbedingungen und Art des Vorflügels.

Mit Hilfe von numerischen Optimierungsverfahren soll die Möglichkeit untersucht werden, eine Vielflächnerkonfiguration bezüglich des Gesamtwiderstandes zu optimieren. Hauptaugenmerk liegt in der Reduzierung des Wellenwiderstandes bis zu einer Zuströmmachzahl von 2,0. Der erste Schritt ist eine geeignete Parametrisierung der Konfiguration. Danach folgt die Entwicklung einer geeigneten Zielfunktion für die anschließende Optimierung.

Datum: 8. Februar 2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C. Weishäupl, Dipl.-Ing. U. Sickmüller, Dipl.-Ing. A. Pechloff		
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>Small Disturbance Euler-Verfahren angewandt auf einen Deltaflügel bei Klappenschwingungen</i>		
Ausgangssituation	Euler- und Navier-Stokes-Verfahren zeichnen sich durch qualitativ hochwertige Ergebnisse aus. Für instationäre Anwendungen sind sie aber auch mit einem erheblichen Rechenzeitaufwand verbunden. In der Aeroelastik beispielsweise sind umfangreiche Parametervariationen erforderlich hinsichtlich Machzahl, Anstellwinkel, Eigenform und Frequenz.		
Ziel	Ziel ist daher ein effizientes und qualitativ hochwertiges Verfahren zur Beschreibung der Aerodynamik. Dieses Verfahren soll im gesamten Machzahlbereich (subsonisch, transsonisch und supersonisch) arbeiten. Hinsichtlich eines Einsatzes in der Aeroelastik ist eine Formulierung im Frequenzbereich sinnvoll.		
Lösungsweg	Aus dieser Motivation heraus wurde am Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München ein Euler-Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SDEu) auf der Basis des nichtlinearen Euler-Verfahrens (FLM-Eu) entwickelt. Dabei wird die instationäre Strömung als eine Superposition der stationären Grundströmung mit dem instationären Störanteil interpretiert. Führt man dann einen harmonischen Ansatz für die Netzbewegung und für die Strömungsgrößen ein, kann man aus den nichtlinearen Euler-Gleichungen die Small Disturbance Euler-Gleichungen (SDEu) herleiten. Mit dieser Formulierung sind folgende Vorteile verbunden: Das instationäre Problem wird auf ein formal stationäres Problem für den Störanteil zurückgeführt. Der instationäre Anteil kann direkt bestimmt werden, ohne ihn aus der gesamten Lösung extrahieren zu müssen. Die Formulierung im Frequenzbereich eignet sich zur Kopplung mit den in der Aeroelastik häufig verwendeten Modalverfahren. Die Lösung der SDEu-Gleichungen erlaubt einen erheblichen Rechenzeitgewinn gegenüber der Lösung der vollen Euler-Gleichungen. Nach bisheriger Erfahrung ist FLM-SDEu um den Faktor 3–10 je nach Anwendungsfall schneller als FLM-Eu. Die Ergebnisqualität dieses Verfahrens ist sehr zufriedenstellend, es ergibt sich eine gute Übereinstimmung mit dem nichtlinearen Verfahren.		
Ergebnis	Dargestellt ist die Anwendung des Verfahrens FLM-SDEu auf die Klappenschwingungen eines 53°-Deltaflügels mit einem Inboard und einem Outboard Flap, vgl. Bild 1. Die Diskretisierung des Rechenraumes erfolgt mit einer CH-Topologie mit 180×66×30 Zellen. Der Bereich der Klappen ist im Oberflächennetz des Deltaflügels berücksichtigt. Die Klappenwirksamkeit wird in Form der Stabilitätsderivativa $c_{L\eta}$ und $c_{L\dot{\eta}}$ für $M_\infty = 0.8$ im Anstellwinkelbereich 0° – 15° dargestellt, vgl. Bild 2. Die Ergebnisse von FLM-SDEu und FLM-Eu stimmen gut überein.		

Die Wirksamkeit des Inboard Flaps ist höher als die des Outboard Flaps und die Wirksamkeit nimmt mit zunehmendem Anstellwinkel ab. Auch für die erste Harmonische des lokalen Druckbeiwerts zeigt sich gute Übereinstimmung. Bild 3 zeigt exemplarisch c_p^1 in einem spannweiten Schnitt im Bereich des schwingenden Inboard Flaps.

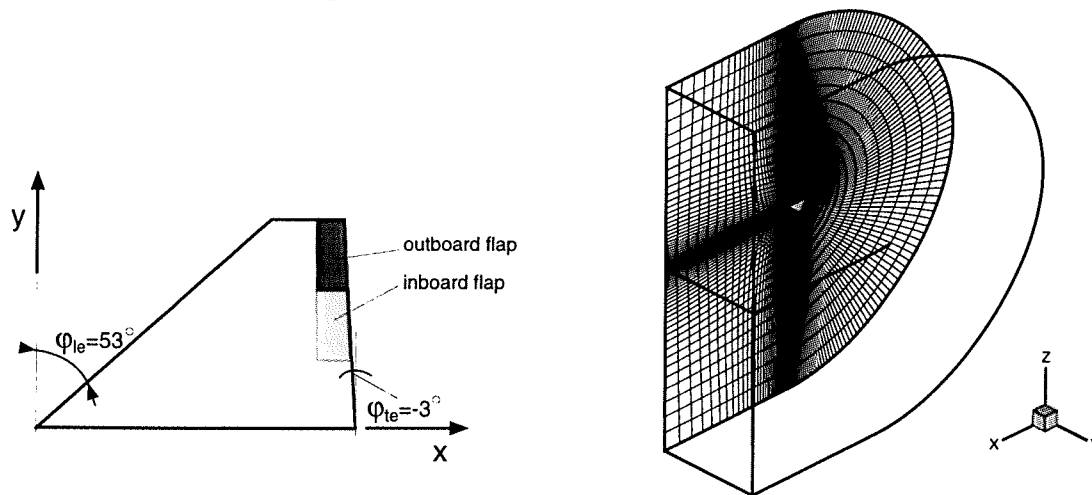


Bild 1: Geometrie des Deltaflügels und CH-Topologie des Raumnetzes.

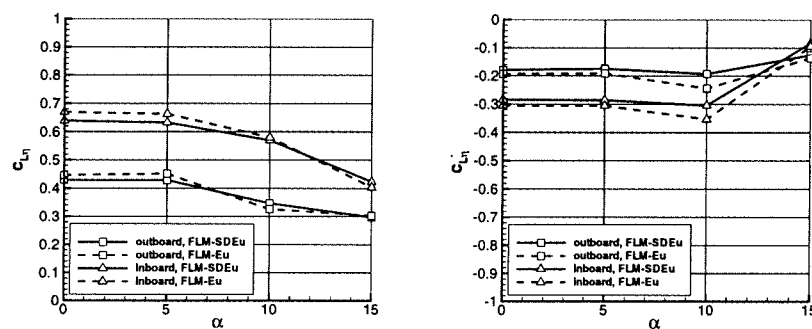


Bild 2: Stabilitätsderivativa $c_{L\eta}$, $c_{L\dot{\eta}}$ für Klappenschwingungen ($\eta_0 = 0^\circ$, $\eta_1 = 0.4^\circ$, $k_{red} = 0.728$) bei $M_\infty = 0.8$ im Anstellwinkelbereich $\alpha = 0^\circ - 15^\circ$.

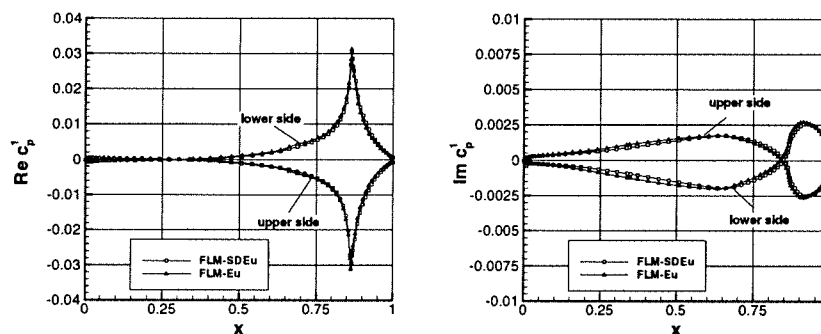


Bild 3: Erste Harmonische des Druckbeiwerts in einem spannweiten Schnitt im Bereich des schwingenden Inboard Flaps ($\eta_0 = 0^\circ$, $\eta_1 = 0.4^\circ$, $k_{red} = 0.728$) für $M_\infty = 0.8$ und $\alpha = 5^\circ$.

Literatur

[1] E. Kreiselmaier:

Berechnung instationärer Tragflügelumströmungen auf der Basis der zeitlinearisierten Euler-Gleichungen. Dissertation, Technische Universität München, 1998.

[2] C. Weishäupl, B. Laschka:

Nonlinear and Small Disturbance Euler (SDEu) Calculations for Delta Wing Flap Efficiency. AIAA-2000-0124, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 10-13 January 2000, Reno, NV.

weiteres Vorgehen

Das Verfahren FLM-SDEu wird weiterentwickelt: Geplant ist u. a. eine Formulierung im Zeitbereich und die Berücksichtigung der Grenzschicht.

Datum 17.02.2000

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Physikalische Grundlagen / Drehflügler und Rotoren		
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	+89-289-16139
		email	J.Henkner@flm.mw.tum.de
weitere Partner	—		
Thema	Instationäre Strömungsablösungen an schiebenden Tragflächen		
Ausgangssituation	Probleme der instationären Strömungsablösung sind seit langem Gegenstand intensiver Forschung. Zum Beispiel ist die mögliche Höchstgeschwindigkeit von Drehflüglern in großen Bereichen von Vorgängen der dynamischen Strömungsablösung am rücklaufenden Blatt begrenzt. Bis jetzt ist, bedingt durch fehlende Feldmessungen, noch keine vollständige Modellvorstellung der instationären, dreidimensionalen Strömungsablösung an schiebenden Tragflächen entstanden. Auch in zweidimensionaler Strömung sind einige Effekte bei der Bildung des "Dynamic Stall"-Wirbels immer noch ungeklärt und die Erklärungsansätze für die auftretenden Phänomene uneinheitlich.		
Ziel	Besseres Verständnis dreidimensionaler, instationärer Ablösevorgänge anhand von quantitativ erfaßten Strömungsfeldern.		
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 Sondeneuentwicklung ausgeschlossen werden.		
Ergebnis	Mit Hilfe neu entwickelter Hitzdrahtmeßtechnik und Meßwertwandlung kann erstmals ohne zeitliche und örtliche Einschränkung Kenntnis über die Geschwindigkeitsverteilung im Strömungsfeld einer dreidimensionalen, instationären Ablösung, an einem schwingenden Tragflügel erhalten werden. Vergleichende numerische Untersuchungen können mit einem instationären Navier-Stokes Löser durchgeführt werden. Die Darstellung der instationären Strömungsablösung an einer schiebenden Tragfläche in ihrer zeitlichen Entwicklung erfolgt an einem ausgewählten Beispiel. Hierbei werden detaillierte, quantitativ erfaßte Strömungsfelder einzelner Phasen des Ablöseprozesses gezeigt. Numerische Ergebnisse erbringen einen phänomenologisch gute Übereinstimmung, wobei eine zeitliche Voreilung der Berechnungen deutlich wird. Der Prozeß der dynamischen Strömungsablösung kann in vier Abschnitte untergliedert werden. Der Start der Rückströmung beginnt bereits beim Durchgang durch den Anstellwinkel des stationären Ablöses, zunächst ohne Ablöseerscheinungen und ohne sich in den Druckverteilungen an der Oberfläche bemerkbar zu machen.		

Erst wenn das Rückströmgebiet den Ort des Druckminimums an der Profalnase erreicht, tritt Grenzschichtablösung ein und der "Dynamic Stall" Wirbel startet. Durch einsetzende Querströmung bei schiebenden Tragflächen ist die Wanderung des Rückströmgebietes nicht so schnell wie im zweidimensionalen Fall und Ablösung tritt zu späteren Zeiten t/T auf.

Die Druckverteilungen und Auftriebsbeiwerte zeigen bis dahin ein quasistationäres Verhalten. Dadurch ist die Wanderungsgeschwindigkeit des Rückströmgebietes von der Frequenz der Bewegung unabhängig und es folgt eine lineare Abhängigkeit des Beginns der Wirbelbildung von der Frequenz k der Bewegung. Dies wird durch Messungen und Rechnungen bei verschiedenen reduzierten Frequenzen bestätigt. Die vorher genannte zeitliche Voreilung der numerischen Berechnungen erweist sich als konstant über alle betrachteten Fälle und resultiert offensichtlich aus einer ungenauen Turbulenzmodellierung, bei der die Rückströmung zu früh einsetzt. Messungen der Wirbelwanderungsgeschwindigkeit zeigen eine über die reduzierte Frequenz der Bewegung unabhängigen, konstanten Wert, der unter den ermittelten Geschwindigkeiten vergleichbarer zweidimensionaler Fälle liegt.

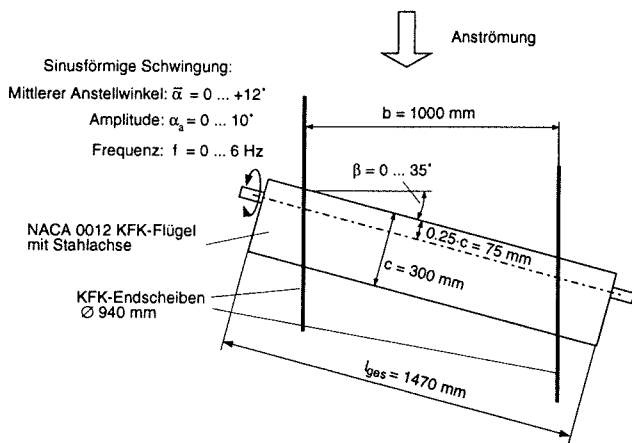


Bild 1: Schematischer Aufbau des Schwingflügelteststandes

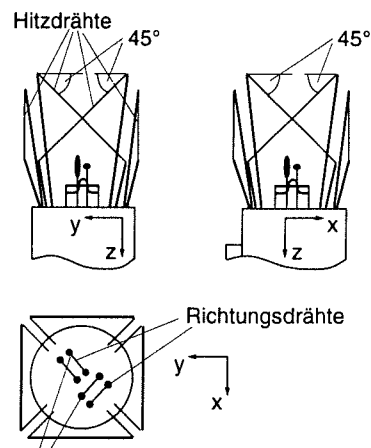


Bild 2: Aufbau der neu entwickelten Hitzdrahtsonde

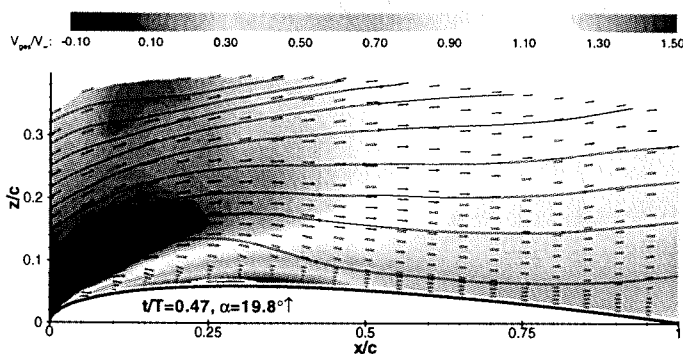


Bild 3: Verteilung der Gesamtgeschwindigkeit V_{ges} zum Zeitpunkt $t/T = 0.47$, Schnittebene normal zur Flügelvorderkante, Rückströmung besitzt neg. Werte

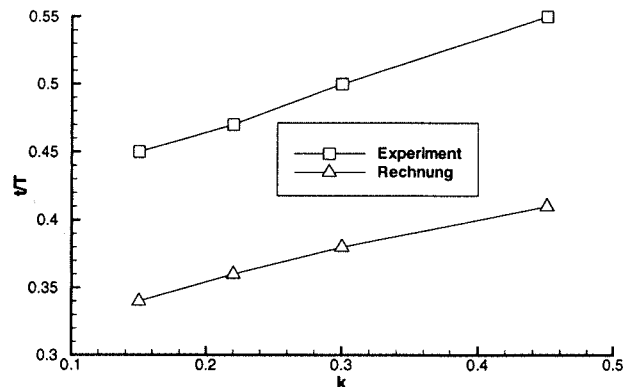


Bild 4: Beginn des "Dynamic Stall"-Wirbels bei versch. red. Frequenzen

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
- [2] J. Henkner: Phänomene der instationären Grenzschichtablösung an schiebenden Tragflächen, Dissertation am Lehrstuhl für Fluidmechanik, 1999

weiteres Vorgehen Untersuchung der Interaktion Rand- und "Dynamic Stall"-Wirbel

Datum 4. Oktober 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Antriebe und Rotoren

Ansprechpartner: Dr.-Ing. M. Tiedemann

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

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2257

Telefax: 0551/709-2806

e-mail: maik.tiedemann@dlr.de

weitere Partner: EU, Rolls-Royce, SNECMA, MTU, ALFA AVIO, FIAT AVIO, ITP, Turbomeca, Volvo, BMW-Rolls-Royce, ABB, VKI, DERA, U. Oxford, U. Cambridge, U. Limerick, U. Florenz, U. Karlsruhe, U. Thessaloniki

Thema: **Instationärer Grenzschichtumschlag auf der Rotorscheufel einer Hochdruckturbinen**

Ausgangssituation: Untersuchungen in (subsonischen) Niederdruckturbinen hatten gezeigt, daß instationäre Strömungseffekte zu einer höheren Belastung der Schaufeln und damit zu einer Verringerung der Schaufelanzahl genutzt werden können

Ziel: Untersuchung der Frage ob eine solche Reduktion der Schaufelzahl auch in transsonischen Hochdruckturbinen möglich ist.

Lösungsweg: Die genannten Effekte basieren hauptsächlich auf Phänomenen in den Grenzschichten der Schaufeln. Deshalb wurden Messungen der qualitativen Wandschubspannungen durchgeführt, aus denen dann die Grenzschichtzustände ermittelt wurden. Die Messungen erfolgten in einer realitätsnahen Flugtriebwerkshochdruckturbine im "Windkanal für rotierende Gitter in Göttingen "(RGG), wobei zur Bestimmung des Wandschubes Oberflächenheißfilmsensoren eingesetzt wurden.

Ergebnis: Die Messungen ergaben, daß sich, ähnlich wie bei Niederdruckturbinen, auch in Hochdruckturbinen ein Potential zur Reduktion der Schaufelzahlen aus instationären Grenzschichteffekten ergibt.

Literatur:

weiteres Vorgehen: Da der Einfluß der Rotorfilmkühlung auf die ermittelten Umschlagprozesse unklar ist, sollte in nachfolgenden Untersuchungen geklärt werden, wie das Zusammenspiel von Kühlluft und Grenzschichten in realen Triebwerken aussieht. Dabei geht es hauptsächlich um die Frage, ob die Grenzschichten, nachdem sie im Nasenbereich kühlluftbedingt umschlagen, wieder relaminarisieren oder nicht.

Datum: 26. Oktober 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Stumpfe Körper		
Ansprechpartner	H. Esch		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Windkanäle		
Adresse	Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon	02203/601-2363
		Telefax	02203/601-2085
		e-mail	helmut.esch@dlr.de
weitere Partner	ISL, LFK		

Thema

Strahlinterferenz am Rumpf eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers im Über- und Hyperschall

Ausgangssituation

Es ist praktisch kaum möglich, bei Kraftmessungen im Windkanal Querschubstrahlen mit allen Einflussparametern zu simulieren. Desgleichen zeigen sich bei numerischen Verfahren noch Defizite. In einer ersten Messkampagne war der Einfluss der Reynoldszahl bei den Machzahlen $Ma = 2,8$ und $6,0$ untersucht worden.

Ziel

Die wichtigsten Parameter sollen im Windkanal simuliert und ihr Einfluss auf die Druckverteilung bestimmt werden.

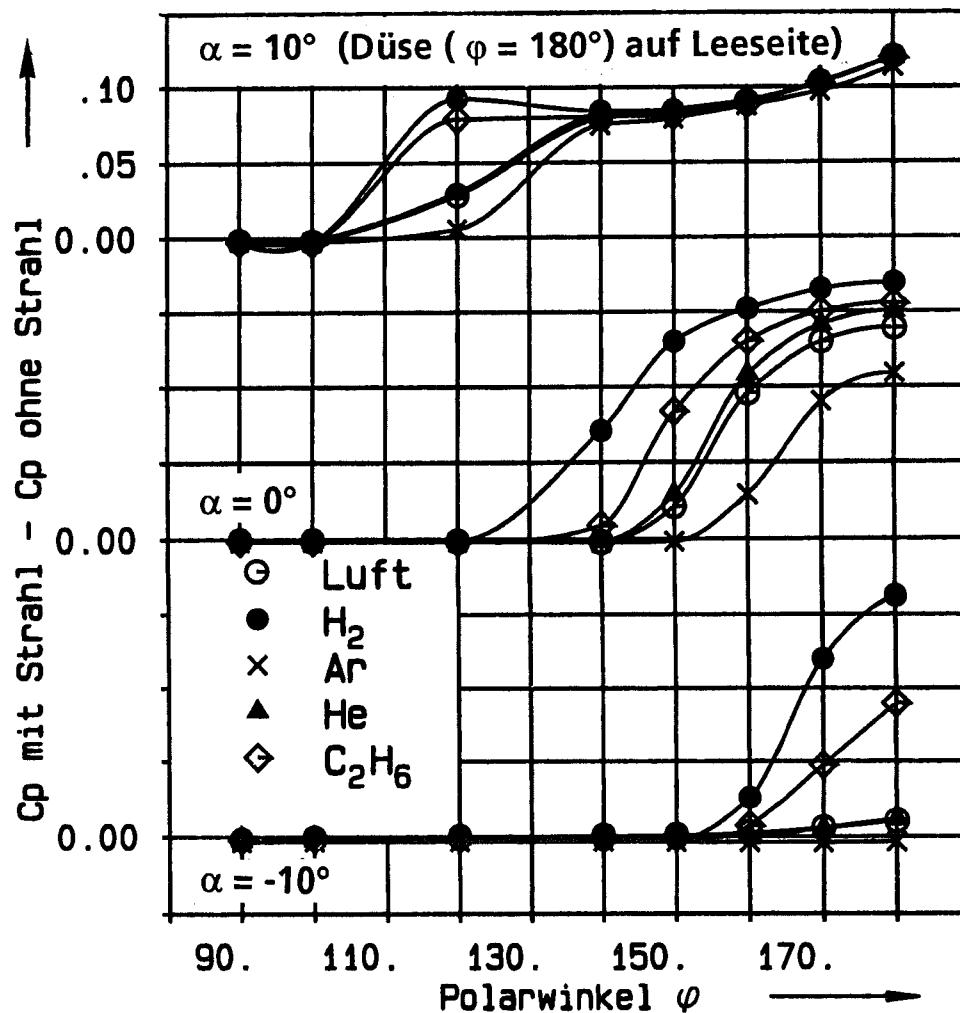
Lösungsweg

Die Strahlinterferenz wird über den Einfluss gemessen, den ein Querschubstrahl auf die Druckverteilung eines Rumpfes ausübt. Es wird eine Schalldüse verwendet. Sie ist 4,3 Kaliber hinter der Rumpfspitze angeordnet und hat einen Durchmesser von 0,1 Kaliber (Rumpfdurchmesser). Nach einer ersten Messkampagne, in der der Einfluss der Reynoldszahl bei Strahlsimulation mit Kaltluft bestimmt wurde, wurden jetzt verschiedene Gasarten eingesetzt. Bei der Anströmmachzahl $Ma = 2,8$ waren das Kaltluft, Wasserstoff H_2 , Argon Ar, Helium He und Ethan C_2H_6 .

AG STAB

Ergebnis

Als Beispiel wird gezeigt, dass sich die Ausdehnung des Interferenzgebietes mit der Gasart ändern kann.



Druckverteilung im Querschnitt 0,3 Kaliber stromauf von der Düsenachse;
Machzahl $Ma = 2,8$; Strahldruckverhältnis $p_{0D} / p_\infty = 50$, $Re_D = 2 \cdot 10^6$

Literatur

Zum Reynoldszahleinfluss:

Hitzel, St. M.; Hennig, P.; Esch, H.; Navier Stokes Simulation Around a High Velocity Missile with Cross-Flow Jet. RTO Meeting Proceedings 5, Missile Aerodynamics, Sorrento, May 11-14, 1998.

weiteres Vorgehen

Datum: 18.2.2000

AG STAB

Mitteilung:**Projektgruppe/Fachkreis:****Ansprechpartner:****Institution:****Adresse:****Tel:** 02203/601-2345**Fax:** 02203/601-2085**e-mail:** Helmut.Esch@DLR.DE

stumpfe Körper

H. Esch, F. Tarfeld

DLR, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung
Windkanäle Köln-Porz

Linder Höhe, D-51140 Köln

weitere Partner:

MAN-Technologie

Thema:

Kraftmessungen an der X-38 Konfiguration bei Längs- und Seitenbewegung in der Trisonischen Messstrecke Köln (TMK)

Ausgangssituation:

Es liegen bereits Messungen aus anderen Windkanälen vor. Auffälliges Verhalten des X-38 Fahrzeugs bei Seitenbewegung sowie eine Konfigurationsänderung (Dockingadapter) machen weitere Kraftmessungen erforderlich, die auf Wunsch des NASA-Tetra Teams im TMK durchgeführt wurden.

Zielsetzung:

Bereitstellung von zusätzlichen und vergleichenden aerodynamischen Beiwerten für die aerodynamische Datenbank des X-38-Fahrzeugs auf Basis von Windkanalmessungen.

Lösungsweg:

Es wurde ein Modell im Maßstab 1/30 im DLR konstruiert und gefertigt, das mit und ohne Dockingadapter sowie mit unterschiedlichen Klappen und Rudern ausgerüstet werden konnte.

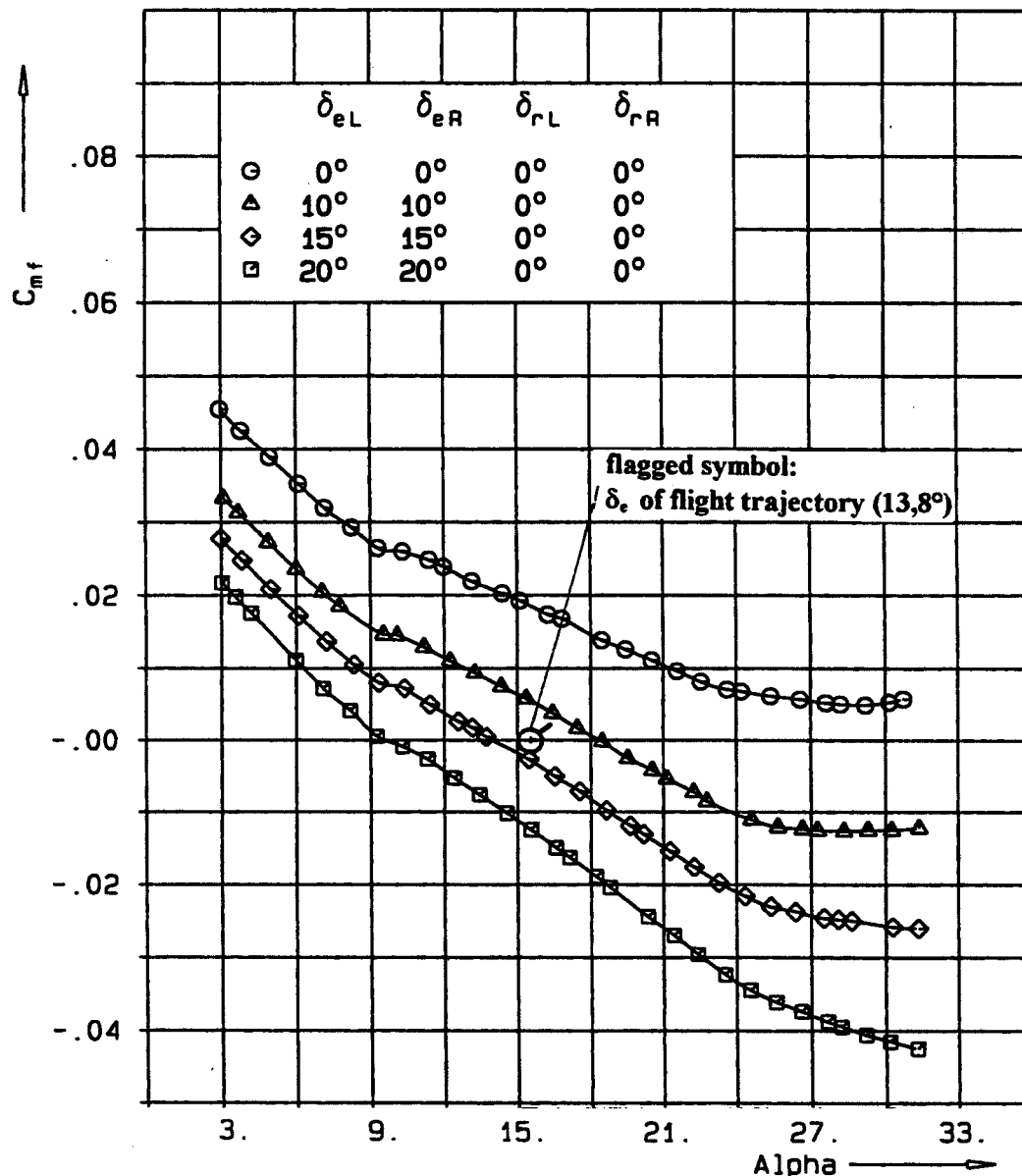
Neben den Produktionstests wurde in Voruntersuchungen zunächst die kleinste mögliche Machzahl bestimmt. Außerdem wurde die Empfindlichkeit ermittelt, mit der das Modell auf Störungen oder Abweichungen von den Freiflugbedingungen reagiert. Zu diesem Zweck wurde die Reynoldszahl variiert, künstliche Transition eingesetzt, der Stieleinfluss untersucht, der Einfluss des Dockingadapters festgestellt, der Einfluss etwaiger Hysterese gemessen sowie die Wiederholbarkeit der Messungen ausgewertet.

Schließlich wurden die Produktionstests mit ausgewählten Klappen- und Ruderstellungen im Machzahlbereich zwischen 1.75 und 4.0, bei Anstellwinkeln zwischen 3 Grad und 32 Grad, und Schiebewinkeln von -7 Grad bis +7 Grad Versuche gefahren und durch Schlierenaufnahmen und Ölfimmbilder ergänzt.

Ergebnis:

Bei Machzahlen kleiner 2 reagierte das Modell sehr empfindlich auf Störungen, so dass in diesem Bereich die größten Streuungen auftraten. Die zum Erreichen der Anstellwinkel auf der Wiedereintrittsbahn benötigten Klappenausschläge waren bei hohen Machzahlen kleiner als erwartet. Im Anstellwinkelbereich zwischen 10° und 20° ergab sich bei der Machzahl 1.75 eine relativ kleine Gierstabilität. Es zeigte sich eine starke Abhängigkeit des Rollmomentes bezüglich Querruderausschlägen von der Machzahl, dem Anstellwinkel und vom Höhenru-

derausschlag. Der Einfluss künstlicher Transition war klein bei der Längsbewegung. Bei Seitenbewegung ergab sich ein Einfluss auf den Offset der lateralen Beiwerte bei kleinen Machzahlen, wobei die Anstiege bezüglich des Schiebewinkels unverändert blieben. Das Bild zeigt als Beispiel den Nickmomentenverlauf über dem Anstellwinkel mit dem Klappenwinkel als Parameter.



X-38 Rev. 8.3, Elevon deflection at $\beta=0^\circ$, $Ma=1.75$, Pitching moment coefficient $cmf(\alpha)$

Literatur:

Esch, H.; Die 0,6 m x 0,6 m - Trisonische Messstrecke (TMK) der DFVLR in Köln-Porz (Stand 1986). DFVLR-Mitt. 86-21, 1986.

weiteres Vorgehen:

Bestimmung instationärer Derivativa am X-38-Fahrzeug mit Hilfe der Methode der erzwungenen Oszillation im Überschall

Datum: 15.03.2000

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Jakobi, Dipl.-Ing. P. Funk, Dr.-Ing. Th. Lutz,
Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3412

Telefax (0711) 685-3438

e-mail ajakobi@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner

Thema **Numerische Berechnung eines angestellten Luftschiffumpfes**

Ausgangssituation Bei böigen Windverhältnissen und bei Start bzw. Landung können bei Luftschiffen sehr große Anstell- bzw. Schiebewinkel auftreten. Diese hohen Anstellwinkel sind die Ursache für dreidimensionale turbulente Ablösungen, die eine nichtlineare Aerodynamik zur Folge haben. Die korrekte Vorhersage der dabei auftretenden aerodynamischen Kräfte und Momente ist die Voraussetzung um sinnvolle Lastannahmen zu treffen und das flugmechanische Verhalten zu ermitteln. In der Regel sind dazu Experimente im Windkanal notwendig. Um das aerodynamische Verhalten eines Luftschiffes vollständig zu beschreiben, muß eine große Zahl an Parametern im Experiment variiert werden, was sehr teuer und zeitaufwendig ist. Desweiteren kann die Extrapolation der Messdaten auf die bei realen Luftschiffen typischen sehr großen REYNOLDS-Zahlen nicht ohne weiteres durchgeführt werden. Aus diesem Grund wurde mit der Entwicklung eines effizienten Berechnungsverfahrens begonnen, das die Umströmung angestellter Luftschiffkonfigurationen berechnen kann.

Ziel Mittels eines effizienten Berechnungsverfahrens soll zuerst die Umströmung eines angestellten reinen Luftschiffumpfes ermittelt werden. Dazu muß der Einfluß der abgehenden 3D-Wirbelschicht berücksichtigt werden. Da die Lage der 3D-Ablöselinie nicht explizit bekannt ist, muß sie im Berechnungsverfahren mit genügender Genauigkeit ermittelt werden.

Lösungsweg Um ein möglichst effizientes Berechnungsverfahren zu erhalten, wird hier ein gekoppeltes Verfahren, bestehend aus einem 3D-Panelverfahren und einem 3D-Grenzschichtverfahren, verwendet. Im Gegensatz zu einem Volumenproblem, welches bei der Lösung der reynoldsgemittelten NAVIER-STOKES-Gleichungen auftritt, muß hier nur ein Randelementproblem gelöst werden. Desweiteren bietet dieser Ansatz die Möglichkeit Effekte einzeln zu modellieren, das heißt man berücksichtigt zuerst die Haupteffekte und verfeinert das Berechnungsmodell je nach Bedarf. Bei der Berechnung des angestellten Luftschiffumpfes ist die abgelöste 3D-Wirbelschicht der entscheidende physikalische Effekt. Die Wirbelschicht wird mittels einer unendlich dünnen, mit Dipolsingularitäten belegten, kräftefreien Schicht im Panelverfahren berücksichtigt. Die Kopplung des Panelverfahrens mit dem Grenzschichtverfahren ist notwendig, da die Ablösung ein Reibungseffekt ist, der mit der Potentialtheorie alleine nicht erfaßt werden kann. Aus Strömungsvisualisierungen kann man erkennen, daß die Wandstromlinien auf eine Linie, nämlich die Ablöselinie, konvergieren. Im Grenzschichtverfahren geht dies einher mit dem Abbruch der Grenzschichtrechnung, da die Grenzschichtannahmen nicht mehr erfüllt sind. Somit erhält man eine erste Näherung für die Lage der Ablöselinie, welche die Basis für eine weitere Panelrechnung, diesmal mit Nachlaufsimulation, bildet. Durch wiederholte Kopplung der Verfahren kann die tatsächliche Lage der Ablöselinie und damit die korrekte Druckverteilung iterativ ermittelt werden. Da die Berechnungsnetze für die Panelrechnung und das Grenzschichtverfahren unterschiedlichen Anforderungen genügen müssen, wird eine Netzverschiebung mittels elliptischer Netzgenerierung implementiert. Dabei wird der Ursprung des Panelnetzes auf der Oberfläche der Geometrie in den potentialtheoretisch berechneten, aerodynamischen Staupunkt verschoben.

AG STAB

Ergebnis

Im folgenden werden erste Ergebnisse für den angestellten Rumpf des an der Universität Stuttgart betriebenen Solarluftschiffes LOTTE präsentiert. LOTTE ist Referenzkonfiguration für alle Arbeiten, die im Rahmen der Forschergruppe Luftschiff-technologie (FOGL), zu der auch diese Arbeit gehört, durchgeführt werden.

In Abbildung 1 ist das Ergebnis der Nachlaufsimulation für den mit $\alpha = 20^\circ$ angestellten LOTTE-Rumpf zu sehen. Basierend auf der potentialtheoretischen Lösung ohne Nachlaufsimulation wurde eine Grenzschichtrechnung für vollturbulente Umströmung durchgeführt. Die dabei ermittelte Lage der Ablöselinie wurde im Panelprogramm als Ausgangspunkt einer Wirbelschicht verwendet. Die Dipolstärke wurde, ähnlich wie bei der Flügelhinterkante, als Differenz zweier Dipolstärken auf der Oberfläche bestimmt. Die Nachlaufentwicklung wurde in einem Zeitschrittverfahren durchgeführt, wobei zu jedem Zeitpunkt die einzelnen Nachlaufpanels gemäß der lokalen Geschwindigkeit verschoben wurden.

Abbildung 1 zeigt den Nachlauf, wie er sich nach dem ersten Iterationsschritt einstellt. Die Lage der Ablöselinie stimmt zu diesem Zeitpunkt noch nicht mit der tatsächlichen Lage überein. Man kann trotzdem sehr gut sehen, wie der Nachlauf zuerst der Körperkontur folgt und sich dann aufrüllt. Aufgrund der Wirkung des Nachlaufes auf den Körper wird dort ein neues Geschwindigkeitsfeld induziert, mit dem eine genauere Grenzschichtrechnung durchgeführt werden kann.

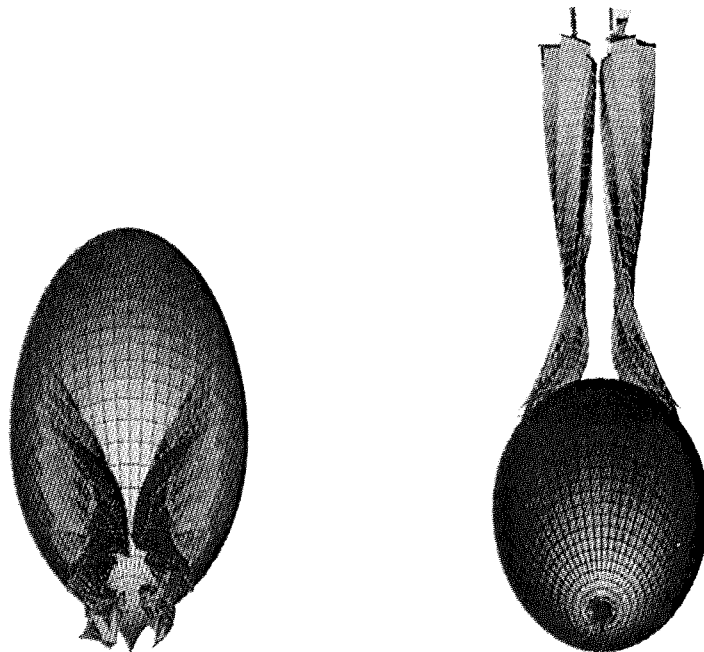


Abbildung 1 LOTTE-Rumpf mit sich aufrollender, abgelöster Wirbelschicht ($Re_L = 1,3 \cdot 10^6$, Rückansicht (links) und Vorderansicht (rechts))

Literatur

- [1] A. JAKOBI, TH. LUTZ UND S. WAGNER: *IAG-I Theoretische Untersuchungen zur Aerodynamik von Luftschiffen*. In: FOGL – Arbeitsberichte 1996–1999, Universität Stuttgart, Juli 1999.
- [2] TH. LUTZ, P. FUNK, A. JAKOBI UND S. WAGNER: *Aerodynamic Investigations on Inclined Airship Bodies*. In: International Airship Convention and Exhibition, Bedford (UK), 26–28 June 1998, The AIRSHIP ASSOCIATION, S. 127–138.
- [3] H. W. STOCK: *Integralverfahren zur Berechnung dreidimensionaler, laminarer und turbulenter Grenzschichten*. RüFo 4, Dornier GmbH, Oktober 1977.

weiteres Vorgehen Durch wiederholte Kopplung der beiden Verfahren soll die Lage der Ablöselinie möglichst genau ermittelt werden. Validiert werden soll das Verfahren mit den gemessenen Beiwerteverläufen für den LOTTE-Rumpf. In der nächsten Phase der Forschergruppe FOGL soll das Berechnungsverfahren auf Konfigurationen erweitert werden, das heißt der Einfluß von Leitwerken und Anbauten, sowie von Propellern soll untersucht werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: R. Kroyer

Institution: DaimlerChrysler Aerospace,
Lenkflugkörpersysteme GmbH,
Abteilung für Strukturmechanik, VME14

Adresse: DaimlerChrysler Aerospace AG
Verteidigung und Zivile Systeme
Landshuterstr. 26
85705 Unterschleißheim

Telefon: 089/3179-8174
Telefax: 089/3179-8906
e-mail: robert.kroyer@lfk.otn.dasa.de

Thema: **Fluid-Struktur-Wechselwirkung an Steuerflächen von Flugkörpern**

Ausgangssituation: Die strukturmechanische Auslegung von Steuerflächen von Flugkörpern erfolgte bislang basierend auf der Annahme stationärer Luft- bzw. Massekräfte. Die stetige Steigerung der Fluggeschwindigkeit, der Manöverfähigkeit sowie die Reduktion der Strukturmasse erfordern interdisziplinäre Auslegungs- und Rechenverfahren.

Ziel: Entwicklung strukturoptimierter Steuerflächen an Flugkörpern unter direkter Einbeziehung der resultierenden Luftkräfte und der auftretenden Temperaturbelastungen.

Lösungsweg: Modellierung von Strukturen und des Strömungsfeldes mittels Einsatz der (FEM) Methode der finiten Elemente. In einer voll gekoppelten Analysis werden die Lagrange'schen Bewegungsgleichungen simultan für die Struktur und die Strömungszustände mittels der Euler-Gleichungen oder Navier-Stokes-Gleichungen im Zeitbereich iterativ gelöst.

Ergebnis: Für ein Planarruder wurden Berechnungen unter Vorgabe laminarer, kompressibler Strömung im hohen Unterschallbereich $Ma\ 0.85-0.9$ durchgeführt, die realitätsnahe Rückschlüsse auf ein mögliches Strukturverhalten erlauben. Für die Einbeziehung von nichtlinearem Strukturverhalten wie großen Verformungen und Kontaktbedingungen an den Strukturschnittstellen bestehen keine Einschränkungen.

Weiteres Vorgehen: Einbeziehung von Turbulenzmodellen in die Fluid-Struktur-Koppelung und Modellierung von komplexeren Strukturen. Weiterhin ist es notwendig, eine genauere Kalibrierung der theoretisch ermittelten Ergebnisse mit Windkanalversuchen durchzuführen. Ein Vergleich der obig aufgeführten Vorgehensweise mit den klassischen Methoden der Aerodynamik ist ebenfalls noch zu erbringen. Ziel ist es, einen hohen Zuverlässigkeitsgrad beim Einsatz von Fluid-Struktur-Koppelungs Untersuchungen und bei der Interpretation der theoretischen Berechnungsergebnisse zu erreichen.

Literatur: Die Analyse wurde mit dem Programmsystem ADINA R&D, Inc. 71 Elton Avenue, Watertown, MA 02172 USA, Prof. Dr. K.J. Bathe durchgeführt.

AG STAB

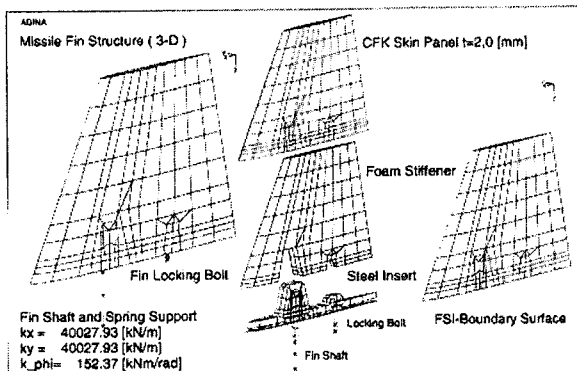


Abb. 1: FE-Modell, Ruderstruktur

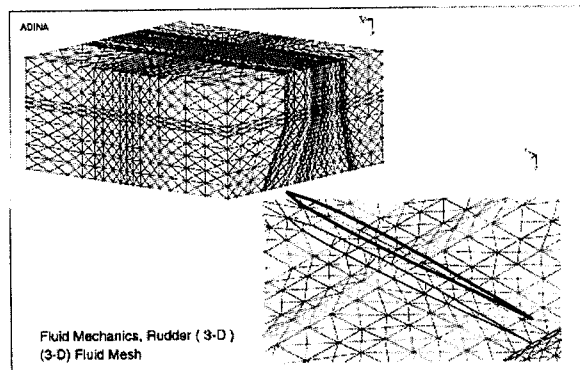


Abb. 2: 3-D Strömungsnetz um Ruderstruktur

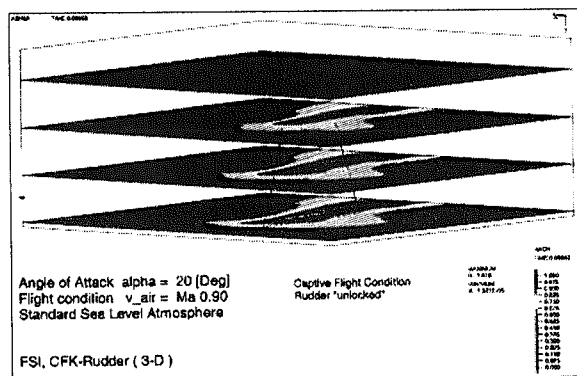


Abb. 3: Geschwindigkeitsprofil, Ruderumströmung

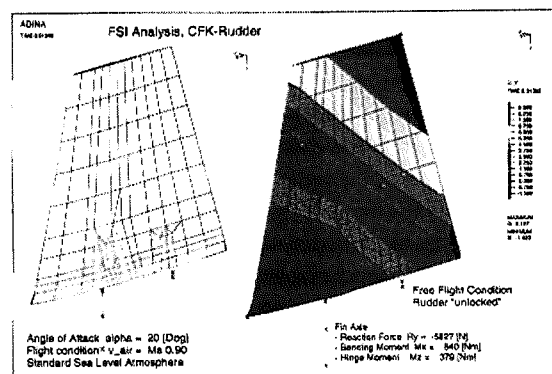


Abb. 4: Ruderverformung infolge Anströmung

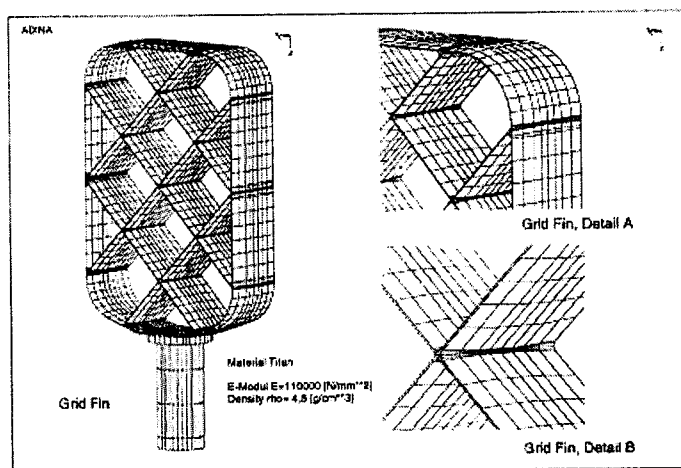


Abb. 5: FE-Modell, Ruderstruktur eines Gitterflügels

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** Telefax 0241/8888-173**Thema**

New Spectral, Zonal Solutions for the Compressible Boundary Layer with Application in Aerodynamic Optimal Design of Flying Configurations.

Ausgangssituation

In some previous papers we have proposed the following spectral, zonal forms for the velocity's components inside the boundary layer (BL), over flattened, flying configurations (FC):

$$u_\delta = u_e \sum_{n=1}^N u_i \eta^i, \quad v_\delta = v_e \sum_{n=1}^N v_i \eta^i, \quad w_\delta = w_e \sum_{n=1}^N w_i \eta^i. \quad (1)$$

Hereby is $\eta = (x_3 - Z(x_1, x_2)) / \delta(x_1, x_2)$, a new coordinate in the BL, u_i, v_i, w_i are the unknown spectral coefficients and u_e, v_e, w_e are the velocity's components of the inviscid flow at the edge of the BL.

The author takes the potential flow over the FC, after the solidification of the BL, as outer flow instead of the parallel undisturbed flow used by Prandtl, in his BL-theory. The non-slip conditions on the FC's surface (at $\eta = 0$) are automatically satisfied and the matching conditions at the edge of BL (at $\eta = 1$) lead to seven linear relations among the spectral coefficients.

Ziele

The spectral, zonal solutions of the BL are used to compute the friction drag coefficient $C_d^{(f)}$ of wings and FC of complex geometry, for the qualitative analysis of the asymptotical behaviour of the partial differential equations (PDE), in the vicinity of their singular points and for the performing of the viscous, aerodynamic, optimal design of the shape of the FC, via iterative optimum - optimorum theory, as proposed in the (Fig. 1).

Lösungsweg

The boundary conditions at the edge are used to eliminate seven spectral coefficients from the impulse and continuity equations. The continuity equation is used to compute the spectral coefficients r_i of the density function $R = \ln \rho$,

$$R = R_w + (R_e - R_w) \sum_{i=1}^N r_i \eta^i, \quad \sum_{i=1}^N r_i = 1, \quad (2a,b)$$

explicitly, only as function of the spectral coefficients of the velocity's components. Hereby are R_w and R_e the given boundary values of the density function at the wall of the FC and at the edge of the BL. In the BL, the pressure $p = p_e$. The physical gas equation and an exponential dependence of the viscosity μ versus the absolute temperature T are used for the elimination of the temperature T from the impulse equations and to express μ only as function of R . If now the spectral forms of the velocity components given in (1) are introduced in the impulse equations, an equivalent quadratical algebraic

system in $3N - 7$ unknown coefficients is obtained, which is, iteratively, solved.

Ergebnis

The resulting friction drag coefficient $C_d^{(f)}$ is given, as in [1]-[2], i.e. :

$$C_d^{(f)} = \rho \nu_t u_1 \int_S u_e \tilde{x}_1 d\tilde{x}_1 d\tilde{y} \quad (\nu_t = \mu/\rho) . \quad (3)$$

Hereby ν_t is the cinetic viscosity, u_1 is the first spectral coefficient of u and S is the surface of the FC's planform. The computed friction drag coefficient $C_d^{(f)}$ of the model Adela is important (30% of the total drag). The spectral, zonal solutions of the BL are also used for the viscous optimal design of the shapes of FC as in [3]-[4]. An iterative optimum-optimum theory is proposed, as in (Fig. 1). The inviscid optimal shape of the FC is now the first step of an iterative optimization. In the second step of iteration the total drag is the new functional and new auxiliary conditions can be added, if necessary. This iterative procedure is very rapid convergent.

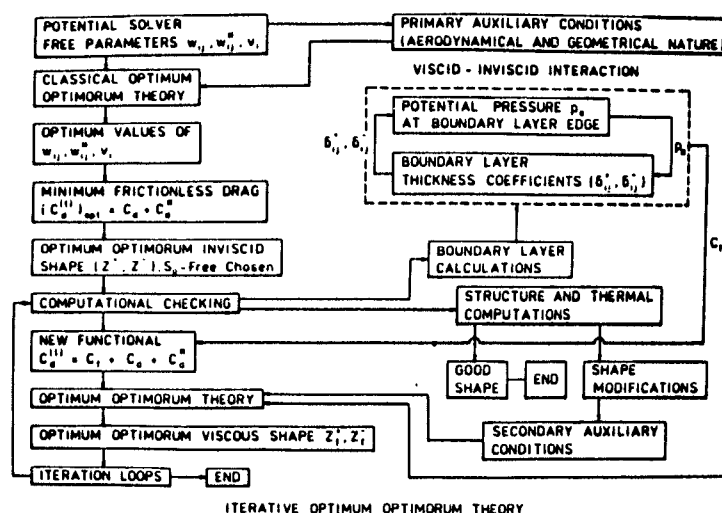


Fig. 1

Literatur

1. NASTASE, A.: The Determination of Hybrid Analytical-Numerical Solutions for the Three-Dimensional Compressible Boundary Layer Equations, ZAMM, 73, (1993).
2. NASTASE, A.: A New Spectral Method and Its Aerodynamic Applications, Proc. of the 7th Intern. Symposium on Computational Fluid Dynamics, Beijing, China, 1997.
3. NASTASE, A.: Design of a Shock-Free, Fully-Optimized, Fully-Integrated Shape of a Catamaran 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.: The Design and the Construction of a Fully-Optimized and Fully-Integrated, Shock-Free Catamaran Supersonic Transport Aircraft Model, AG STAB, Jahresbericht 1998.

Weiteres Vorgehen

The spectral, zonal solutions for the compressible BL over flattened FC, will be extended for the thin Navier-Stokes PDE, in the next future.

22. November 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flugkörper / Rumpfe

Ansprechpartner: Dr. J. Srulijes, Prof. F. Seiler

Institution: Deutsch-Franz. Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL),
Postfach 34, F-68301 Saint-Louis Cedex

Tel.: +33 (0) 3 89 69 5043
Fax: +33 (0) 3 89 69 5048
e-mail: srulijes@isl.tm.fr

Weitere Partner: Dipl.-Ing. K. Runne

Institution: DaimlerChrysler Aerospace AG
LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH
Standort FN-Löwental, D-88039 Friedrichshafen

Tel.: +49 (0) 7545 8 63 90
Fax: +49 (0) 7545 8 66 00
e-mail: kay.runne@fdh.lfk.dasa.de

Thema: Messungen an einer Flugkörpernase mit Spike
im großen Stossrohr-Windkanal des ISL

Ausgangssituation:

Bei der Entwicklung des V/SHORADS - Flugkörpers¹ durch die Firma DaimlerChrysler Aerospace ist gefordert, dass der Suchkopf auch bei extremen Fluglagen einen geringen Widerstand erzeugt und dabei richtige Informationen liefert. Die Realisierung einer technischen Lösung gelingt nur mit genauer Kenntnis der vorliegenden Strömungsverhältnisse. Dazu bietet der große Stoßrohr-Windkanal des Deutsch-Französischen Forschungsinstituts Saint-Louis (ISL) die in Europa einzigartige Eigenschaft, die realen Anströmbedingungen eines V/SHORADS - Flugkörpers in der Atmosphäre bezüglich Druck, Temperatur, Fluggeschwindigkeit und Gaszusammensetzung zu duplizieren. Alle Einflüsse können somit originalgetreu in ihrer Wechselwirkung untersucht werden.

Zielsetzung:

Ziel dieser Untersuchung ist, die Umströmung so zu optimieren, dass der empfindliche Suchkopf in einem breiten Geschwindigkeitsbereich bei geringem Widerstand auch bei großen Anstellwinkeln vor schädlichen Druck- und Temperatureinwirkungen geschützt wird. Zu solch thermooptronischen Untersuchungen gibt es bisher keinerlei experimentell abgesicherte Erkenntnisse über die auftretenden strömungstechnischen Mechanismen und die möglichen Maßnahmen zur Unterdrückung von Störeinflüssen.

Lösungsweg:

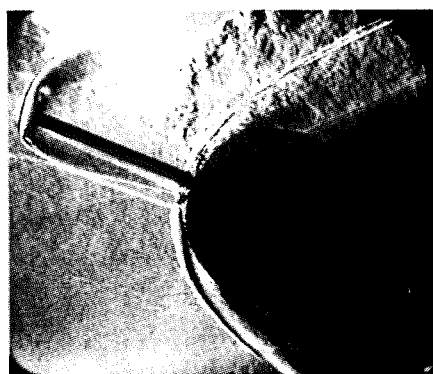
In dieser Mitteilung werden erste Ergebnisse über die thermooptronischen Untersuchungen zu Suchköpfen von sog. V/SHORADS vorgestellt. Die Experimente wurden im Stoßrohr-Windkanal des ISL bei Strömungsmachzahl 4,5 (ca. 1500 m/s) und realen Flugbedingungen in der Atmosphäre durchgeführt. Die Messzeit beträgt im Stoßrohr-Windkanal bei der gewählten Betriebsart ca. 1,5 ms. Untersucht wurden Projektillmodelle mit einem Durchmesser von 70 mm, die mit einem sphärischen Kopf und unterschiedlich langen Spikes bestückt waren. Auf den Spikes befanden sich vorn entweder eine Kugel (Kugelspike) oder ein Teller (Tellerspike). Die Strömung um diese Modelle wurde bei horizontaler Projektillage und Anstellwinkel bis 21° mittels Differentialinterferometrie [Smeets und George] sichtbar gemacht. Zusätzlich wurden erste Druckmessungen mit PCB-Gebern (Typ 113A21 mit integriertem Verstärker) durchgeführt. Diese wurden nahezu bündig mit der Domoberfläche des Projektillmodells eingebaut.

Ergebnis:

Die Differentialinterferogramme zeigen je ein Modell mit Teller- bzw. Kugelspike bei einem Anstellwinkel von 21°. Anströmbedingungen: Machzahl 4,5, $p = 40$ kPa und $T = 230$ K, Teller- bzw. Kugeldurchmesser: 17,5 mm, Spikelänge 70 mm. Gut sichtbar wird in den Interferogrammen durch Helligkeitsänderungen die Kopfwelle um den Spike und auch das Ablösegebiet vor dem Körper.

¹ V/SHORADS (Very / Short Range Air Defence System)

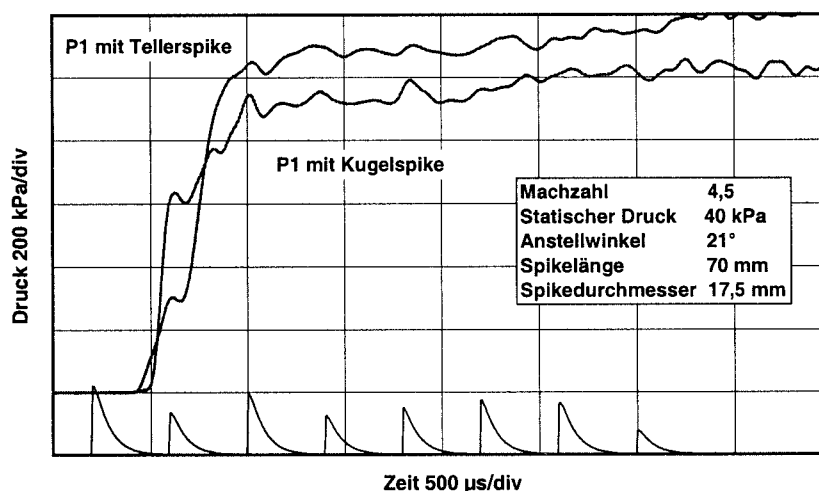
Die primäre Kopfwelle um den Tellerspike trifft den sphärischen Dom des Körpers näher an dessen Fußpunkt als im Fall des Kugelspikes. Zur Darstellung des Unterschieds zwischen Kugel- und Tellerspizze ist der Druckgeber P1 an der Luvseite nahe am Fußpunkt des Spikes am besten geeignet. Der Druck-Zeit-Verlauf an Geber P1 verdeutlicht insbesondere bei großen Anstellwinkeln die Überlegenheit des Kugelspikes. Dieser wirkt druckmindernd. Die Druckmessungen erfolgten parallel zur Aufnahme der Differentialinterferogramme mit acht Bildern pro Versuch. Die Belichtungszeitpunkte sind zeitgleich im Diagramm unten eingezeichnet. Ein zusätzlicher Vorteil der Kugelgeometrie im Vergleich zum Teller ist, dass bei $M = 4,5$ der Widerstandsbeiwert für die Kugel $c_D = 0,93$ und für den Teller $c_D = 1,7$ angenommen werden kann [Hoerner]. Die geringeren Druckbeiwerte der Kugel tragen somit auch zur Erniedrigung des gesamten Druckwiderstands bei. Diese grundlegenden Ergebnisse unserer Voruntersuchungen mündeten bereits in der Anmeldung eines Patents seitens der DaimlerChrysler Aerospace LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH und dem Deutsch-Französischen Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL).



Modell mit Tellerspике bei 21° Anstellung



Modell mit Kugelspike bei 21° Anstellung



Druckmessungen mit Tellerspике bzw. Kugelspike (Anstellwinkel 21°)

Weiteres vorgehen:

- Weiterführung der Strömungsvisualisierung um V/SHORADS-Infrarot-Suchköpfe mit Kugel- bzw. Tellerspике bei Anström-Machzahlen zwischen 3,5 bis 4,5 und Anstellwinkeln bis 21°.
- An einem neuen Modell eines V/SHORADS-Infrarot-Suchkopfs werden mit einer größeren Anzahl kleinerer Druckgeber (Kulite) die Wanddrücke bei Anström-Machzahlen bis 4,5 und Anstellwinkeln bis 21° gemessen.
- Erste Versuche zur Bestimmung der Erwärmung eines V/SHORADS-Infrarot-Suchkopfs.
- Begleitende 3-D Rechnungen mit dem CFD-TASKflow Code.

Literatur:

Smeets G, George A, Anwendungen des Laser-Differentialinterferometers in der Gasdynamik, ISL, R28/73, 1973
 Hoerner S F, Fluid-Dynamic Drag, 1965

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung / Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Dr. Christoph Abegg
Dr. Hans Bippes †
Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik
Abt. Transition und Turbulenz
Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen
Telefon: 0551 709 2370
Telefax: 0551 709 2829
e-mail: Christoph.Abegg@dlr.de
weitere Partner: DASA, Bremen
Dr. Erik Janke (DLR)

Thema:

Experimentelle Optimierung von Grenzschichtabsaugung zur Stabilisierung von Querströmungsinstabilitäten in transitionellen 3d-Grenzschichten

Ausgangssituation:

A320-FIN-Flugexperimente der DASA-Airbus und ihrer europäischen Partner haben, ebenso wie die NOLOT/PSE-Analysen nichtlinearer HLFC-Transitionsszenarien bestätigt, daß Grenzschichtabsaugung ein wirksames Mittel zur Laminarhaltung der Strömung an gepfeilten Flügeln ist. Neben der Anlegelinieninstabilität ist die Querströmungsinstabilität ein weiterer wesentlicher Prozeß bei der Transition und somit bei der angestrebten Laminarhaltung dreidimensionaler Flügelgrenzschichten. Die im DLR durchgeführten Windkanalexperimente [1] untersuchen die Wirkung der Grenzschichtabsaugung auf eine ausschließlich durch Querströmungsinstabilität dominierte Strömung. Durch Absaugung kann eine beträchtliche Dämpfung der stationären, als auch der instationären Geschwindigkeitsschwankungen herbeigeführt werden. Durch die auch im Flugversuch eingesetzte HLFC-Technologie wurde bisher allerdings nur ein Bruchteil des theoretisch vorhergesagten Stabilisierungspotentials der Absaugung erreicht.

Ziel:

Es sollen Aussagen über die Wirkung verschiedener Absaugeometrien auf die Dämpfung der Querströmungsinstabilität gewonnen werden. Dabei kommen perforierte Bleche mit verschiedenen Lochdurchmessern, sowie spannweite Schlitz zum Einsatz. Mittelfristig sollen eine optimale Absaugeometrie, sowie Aussagen über technologiebedingte und flugzustandbedingte Abweichungen vom theoretisch möglichen Laminarhaltungspotential gefunden werden. Experimentelle Daten dienen auch zur Entwicklung von Rezeptivitätsmodellen um in Verbindung mit NOLOT/PSE-Verfahren Transitionsaussagen auch zu technisch relevanten HLFC-Flügelkonfigurationen machen zu können.

Lösungsweg:

Als Modell für grundsätzliche Untersuchungen zur Wirksamkeit von Absaugung auf einen ausschließlich durch Querströmungsinstabilitäten dominierten Transitionsprozesses kommt das Prinzipexperiment der schiebenden Platte zum Einsatz. Die Platte ist mit zwei Absaugekammern im vorderen Plattenbereich (16% bis 35% Profiltiefe) ausgestattet, an welchen wahlweise mit perforierten Blechen (50 µm oder 120 µm Lochdurchmesse) oder mit spannweiten Schlitz (100 µm Schlitzweite) abgesaugt werden kann. Die Lage der Kammern stromab der Anlegelinie und des Neutralpunktes wurde in früheren Untersuchungen als optimal gefunden, wenn die Anlegelinie laminar war. Bei Absaugeraten von $c_q=0.1\%$ wurde die Entwicklung der Störgrößen in Plattentiefe mit Hitzdrahtanemometrie vermessen.

Ergebnis

Die experimentellen Untersuchungen zeigen in Übereinstimmung mit numerischen Rechnungen [2], daß Absaugung die instationären Störungen deutlich stärker dämpft, als die stationären. Die wirksamste Absaugegeometrie der Absaugeoberfläche war in den Experimenten jene mit spannwitigen Schlitze. Es hat sich gezeigt, daß dreidimensionale Ungleichförmigkeiten in der Absaugegeschwindigkeit, das erreichbare Absaugepotential verringern. Die spannwitigen Schlitze erzeugen zweidimensionale Ungleichförmigkeiten in der Absaugegeschwindigkeit, die perforierten Bleche dagegen dreidimensionale. Wie in der Abbildung zu erkennen ist, werden die kleinsten Amplituden der stationären Störungen (Querströmungswirbel) bei der Absaugung mittels Schlitzen gefunden, während bei der Blechabsaugung die großen Löcher bei gleichbleibendem Absaugedruckstrom wirkungsvoller sind als die kleinen.

Dieses Ergebnis ist von besonderer Relevanz für die Konzeption von Tragflügelabsaugungen an gepfeilten Flügeln großer Flugzeuge. Hier wurden bei realisierten Versuchen perforierte Bleche mit 50 µm Lochdurchmesser verwendet, welche sich in unseren Versuchen als die mit der geringsten Wirkung auf die Dämpfung der Querströmungsinstabilitäten erwiesen haben.

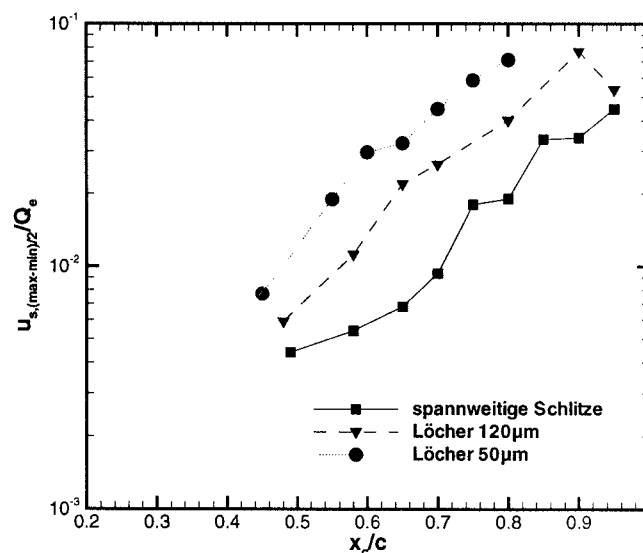


Abbildung: Entwicklung der stationären Störungen in Profiltiefe für drei verschiedene Absaugegeometrien ($Q_{00}=19$ m/s, $c_q=0.1\%$)

Literatur:

- [1] C. Abegg, H. Bippes, F.P. Bertolotti: „On the application of suction for the stabilization of crossflow instability over perforated walls“, in: W. Nitsche, H.J. Heinemann, R. Hilbig (Eds.): New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II, NNFM Vol. 72. (Proc. 11th STAB/DGLR-Symposium, Berlin, Nov. 10-12, 1998), Vieweg, 1999, 1 - 7.
- [2] C. Abegg, H. Bippes, E. Janke: „Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction“, in: Proc. IUTAM-Symp. Laminar-Turbulent Transition, Sedona, Az, Sept. 13-17, 1999.

weiteres Vorgehen:

Um ein klareres Bild des Einflusses des Lochdurchmesses der perforierten Bleche zu erlangen, sind Experimente mit einem dritten Lochdurchmesser geplant. Weiter wäre eine definierte Anfachung von stationären Störungen sinnvoll, um den Einfluß der verschiedenen Rauigkeiten der einzelnen Absaugegeometrien zu minimieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. K. Augustin, 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: augustin@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner W. Würz, Laminarwindk., Institut für Aero- und Gasdynamik, Uni Stuttgart
S. Gerns, R. Voith-Nitschmann, Inst. f. Flugzeugbau (IFB/BFE), Uni Stgt.

Thema Beeinflussung von Grenzschichten mit laminarer Ablösung

Ausgangssituation Bei kleinen Reynoldszahlen, wie sie bei Segelflugzeugen oder bei Verkehrsflugzeugen in Start-/Landekonfiguration auftreten, führt der Druckanstieg zur Hinterkante des Flügels/der Klappe häufig zur laminaren Ablösung der Grenzschicht mit turbulentem Wiederanlegen und dazwischen liegendem Rückströmgebiet (laminare Ablöseblase). Diese Ablöseblase bewirkt eine Widerstandserhöhung und hat durch ihre Instationarität in Größe und Lage unerwünschten Einfluss auf die Auftriebsverteilung am Flügel.

Ziel Durch geeignete Maßnahmen soll das Auftreten von laminaren Ablöseblasen am Flügel vermieden werden. Hierbei soll durch eine Eingabe von geeigneten, instationären Störungen stromauf der Ablöseblase mittels einer adaptiven Anpassung der Oberfläche des Flügels die Entstehung der Blase unterdrückt werden. Die nötige Amplitude der eingegebenen Störung wird durch Bestimmung der Größe der laminaren Ablöseblase bestimmt.

Lösungsweg Die Untersuchung des Verhaltens einer laminaren Ablöseblase auf stromauf eingebrachte Störungen wird mittels direkter numerischer Simulation (DNS) für die 2-D Grenzschicht in inkompressibler Strömung mit Druckgradient durchgeführt. Grundlage hierfür bildet das numerische Verfahren von Rist (1998) und Maucher (2000), das in verschiedenen 2-D- und 3-D-Untersuchungen verifiziert wurde. In ihm werden die vollständigen, instationären Navier-Stokes-Gleichungen mit finiten Differenzen hoher Ordnung in Strömungs- und wandnormaler Richtung und einem Spektralansatz in spannweitiser Richtung gelöst. Die Verdrängungseffekte der Ablöseblase werden dabei kontinuierlich in einem Interaktionsmodell berücksichtigt. Der hier betrachtete Fall entspricht der von Rist (1998) intensiv untersuchten „Ablöseblase in Profilmitte“. Simulationen werden mit verschiedener Frequenz β_r , Wellenlänge und unterschiedlichem Amplitudenniveau A_0 der eingegebenen Störung durchgeführt. Eine dynamische Anpassung des Amplitudenniveaus ist dabei im Verfahren möglich. Die Auswertung erfolgt sowohl in momentanen Darstellungen der laminaren Ablöseblase, als auch zeitlich gemittelt. Vergleichende Untersuchungen werden zum einen mittels der linearen Stabilitätstheorie (LST) durchgeführt, bei der die Entwicklung diskreter Störungen in einer laminaren Grenzschicht durch Lösung der Orr-Sommerfeld-Gleichung verfolgt wird. Zum anderen soll in Zukunft ein Vergleich mit Ergebnissen aus Experimenten am Laminarwindkanal des Instituts erfolgen. Eine Machbarkeitsstudie für einen Piezoaktuator zur Eingabe der benötigten Störung wurde am Institut für Flugzeugbau (IFB/BFE) der Universität Stuttgart erstellt und ein Demonstrator gebaut.

Ergebnis

Die DNS zeigt eine starke Abhängigkeit der Größe und Lage der Ablöseblase von der Amplitude A_0 einer stromauf der Ablöseblase eingebrachten Störung geeigneter Frequenz β_r und Wellenlänge. Dabei ist die Amplitude A der Störung sehr klein verglichen mit der Anströmgeschwindigkeit U_∞ ($A_0 \approx (10^{-3} - 10^{-7}) \cdot U_\infty$). Bild 1 zeigt die Strömung bei zwei verschiedenen Amplitudenniveaus. Das anfänglich völlig instationäre Verhalten der Blase in Lage und Größe wird mit zunehmender Störampplitude immer periodischer, wobei ein ebenfalls periodischer Abgang von Wirbeln, die bei der Transition der Grenzschicht oberhalb der Blase entstehen, beobachtet wird. Die im Fall $A_0 = 10^{-6} \cdot U_\infty$ (links) noch deutlich erkennbare Blase ist bei $A_0 = 10^{-4} \cdot U_\infty$ (rechts) dann schließlich verschwunden.

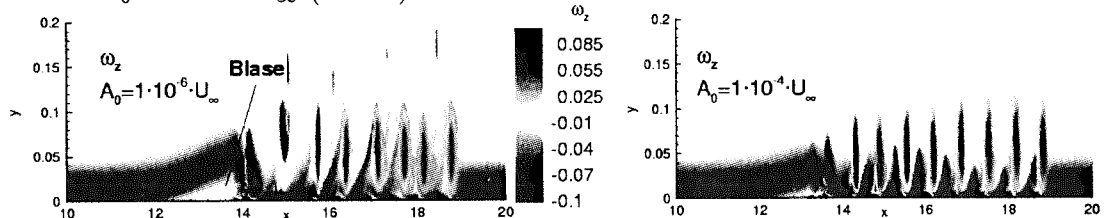


Bild 1: Momentane Isowerte der spannwitigen Wirbelstärke ω_z aus der DNS bei zwei verschiedenen Störampplituden A_0 am Störstreifen.

Die Vergleiche der DNS mit der LST zeigen eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse, so dass die Annahme der LST einer Parallelströmung bis weit in den Bereich der Blase hinein gilt, was weitere Untersuchungen mittels der LST erlaubt, die mit einfacheren Mitteln möglich ist als die DNS. So kann die Eignung verschiedener Störfrequenzen β_r damit abgeschätzt werden. Bild 2 zeigt ein Ergebnis der LST, bei dem die Entwicklung der Amplitude A einer Störung mit der Startamplitude $A_0 = 10^{-6} \cdot U_\infty$ bei $x = 10.01$ in Abhängigkeit von der x -Stelle und der Störfrequenz β_r gezeigt ist. Hieraus lässt sich ein Verfahren entwickeln, mit dem die benötigte Startamplitude A_0 bestimmt werden kann, um an einer x -Stelle eine gewünschte Störampplitude A für eine vorgegebene Frequenz β_r zu erreichen.

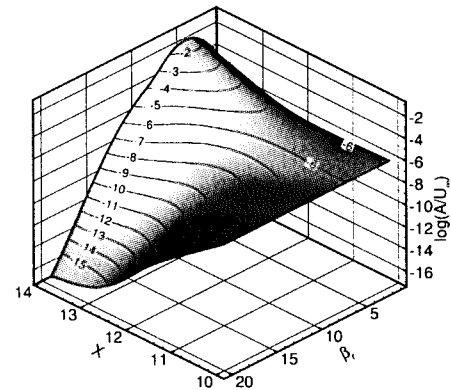


Bild 2: Amplituden $\log\left(\frac{A}{U_\infty}\right) = f(x, \beta_r)$ der LST.

Literatur

Rist, U. (1998):

Zur Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen, Habilitationsschrift, IAG, Universität Stuttgart, Shaker Verlag, Aachen, 1999

Maucher, U., Rist, U., Wagner, S. (2000):

A Refined Interaction Method for DNS of Transition in Bubbles, AIAA Journal, April 2000

weiteres Vorgehen Weitere Vergleiche zwischen Simulation und LST werden angestellt, um Vorgaben für die Entwicklung eines möglichen Regelungskonzepts einer Sensorik, die die Größe der Ablöseblase bestimmt, und einer dazugehörigen Aktorik für die Generierung der Störung zu entwickeln. Parallel dazu wird im Rahmen des SFB 409 „Adaptive Strukturen im Flugzeug- und Leichtbau“ der DFG ein entsprechendes Experiment im Laminarwindkanal vorbereitet.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr. H. Bieler

Institution: DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH

Adresse: D-28183 Bremen

Tel: 0421-538-3421

Fax: -2910

e-mail: h.bieler@airbus.dasa.de

weitere Partner: Teilnehmer des EU geförderten Projektes HYLTEC

Thema: Laminar Retrofit Studie am Beispiel A310
aerodynamische Beiträge zu interdisziplinären Studien

Ausgangssituation:

Der zivile Flugzeugbau ist von Langwelligkeit geprägt: die Entwicklungsphase und die Lebenszeit des Produktes sind relativ lang. Dies macht einen langen Technologievorlauf der Hersteller erforderlich. Auf grund der längerfristig zu erwartenden Anstiege bei den Treibstoffkosten (Politik, Ressourcenverknappung) kann es für die airline attraktiv sein, die Laminartechnik an vorhandenen Flugzeugen nachzurüsten.

Ziel:

Im Projekt HYLTEC (Laufzeit 1998– 2000) wird untersucht, welche Anforderungen seitens Aerodynamik, Systemen und Strukturen nötig sind, um diese Nachrüstung an einem typischen transonischen Flugzeug (mittlerer Reichweite) anzuwenden. Dazu werden Flügel und Leitwerke der A310 betrachtet.

Lösungsweg:

In den jeweiligen Fachgebieten sind eine Vielzahl von Parametern zu betrachten. Neben der Anwendung der Laminartechnik im Reiseflugzustand sind auch off-design und operationelle Aspekte zu berücksichtigen (z.B. Effekt bei Ausfall des Absaugesystems auf die Reichweite, Verringerung der laminaren Lauflänge durch Insektenverschmutzung usw.). Sogenannte Parameterstudien werden von den beteiligten HYLTEC Partnern durchgeführt.

Im folgenden werden Beispiele der DA Aerodynamik Aktivitäten erläutert. Für representative Schnitte am Seiten- und Höhenleitwerk und Flügel wurden Absaugekoeffizienten von Partnern abgeschätzt. Diese Daten dienten dazu – für vorgegebene Absaugeflächen – die Gesamtmassenströme und den erforderlichen Druckabfall (über die Aussenhaut der Bauteile zu deren Realisierung) zu ermitteln.

Die in dem Airbus Projekt A320 HLF Fin (innerhalb LaTec: Laminar Technology) gesammelten Erfahrungen wurden zum Design der porösen panels herangezogen.

Um –im Sinne einer interdisziplinären Studie – zu einer Lösung zu gelangen, die aus System und Struktur-sicht realisierbar ist, wurden in dem 1. aero loop 7 unabhängige Kammern für den Flügel und jeweils 5 für die Leitwerke angesetzt.

Ergebnis:

Aufgrund der geforderten Absaugekoeffizienten (zur Erzielung ausreichender laminarer Lauflängen) sind insbesondere beim Flügel hohe Massenströme (bei spannwitiger Absaugung von 50% bis 90% Halbspannweite) entstanden, die platzmässig schwer zu realisieren sind. Ausgehend von diesem 1. aero loop sind in System und Struktur-Abteilungen Arbeiten durchgeführt worden, die einen 2. (systemfreundlicheren) aero loop ermöglichen sollen. Beim Flügel hat sich gezeigt, dass weniger der Platzbedarf einzelner Rohre, sondern vielmehr der Gesamtmassenstrom das begrenzende Element dargestellt. Ein weiterer Problem-

punkt ist die Kompatibilität der Absaugesystemteile mit anderen Systemen in der Flügel Nase. Daher wird in einem 2. aero loop untersucht, inwieweit auf der Flügelunterseite eine Absaugung im slat Bereich (also bis ca. 7 % Tiefe statt ca. 18% Tiefe) ausreichend ist.

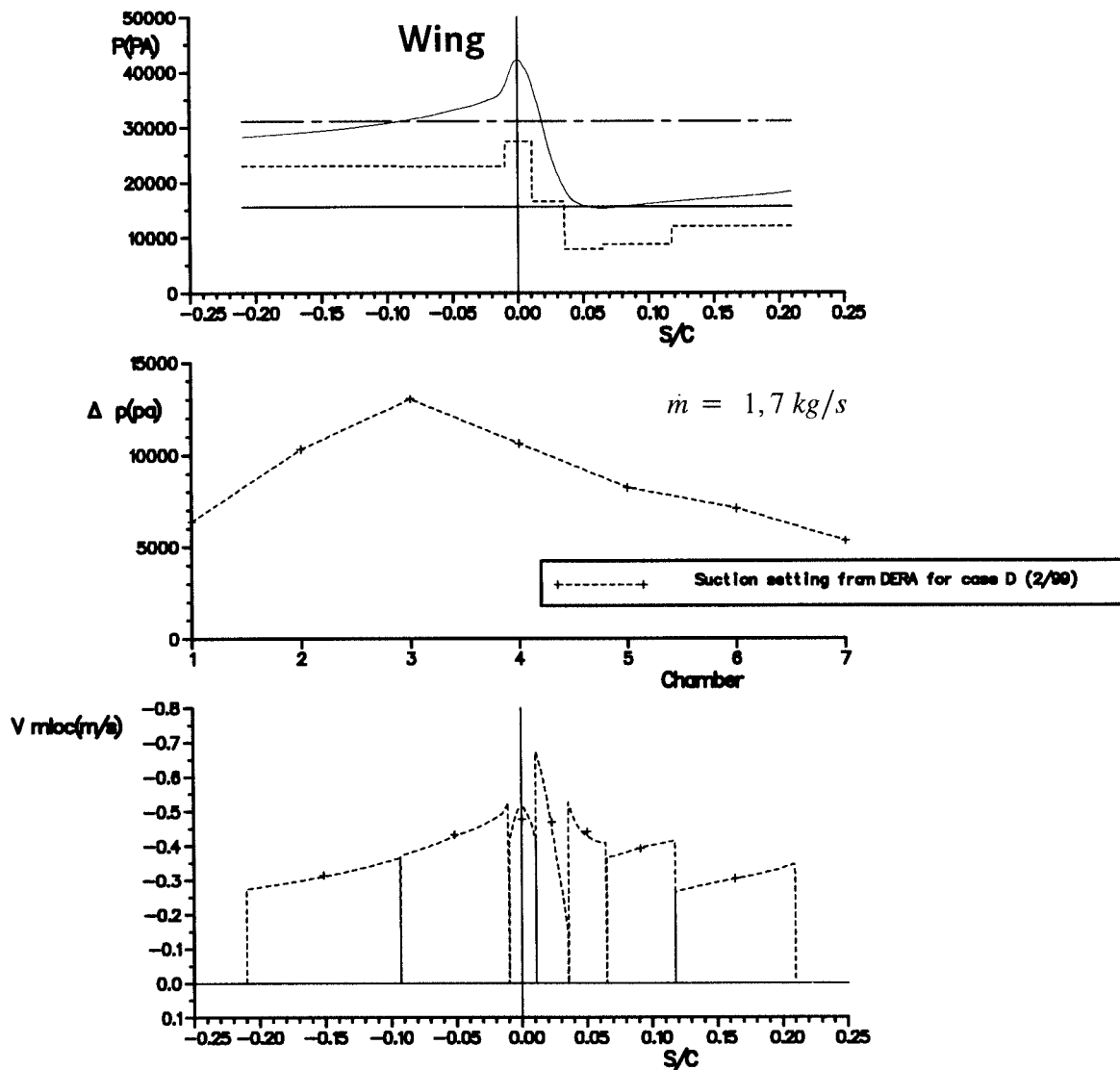


Fig: 1 Druckverlauf (oberhalb, unterhalb des panels), Druckverluste und Absaugegeschwindigkeiten für den Flügel bei $M=0.78$ und $Cl = 0.58$

Literatur:

1. Bieler, H. DA Aero Results for 1. Suction System Lay-out for A310
HYLTEC Technical Report TR-15; 31.5.99
2. Stuke, H. Transition prediction for a A310 aircraft with HLF retrofitted wing/stabilizer and fin-noses
Schröder, W. HYLTEC Technical Report TR-1; 25.5.98.
Reneaux, J.
Ruiz, C.
3. Stock, H.-W. Validation of the suction optimization on the A310 wing.
HYLTEC Technical Report TR-13; 24.02.99.

Datum: Bremen, den 08.02.00

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) 685-3422

Telefax: (0711) 685-3438

e-mail: bonfigli@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 hin, wobei im wirbeldominierten Fall ein rascher, räumlich genau lokalisierter Zusammenbruch beobachtet wird, der von sekundären hochfrequenten Instabilitäten ausgelöst wird. Frühere DNS konnten eine starke Abhängigkeit der Transitionsmechanismen von dem anfänglichen Amplitudenverhältnis zwischen stationären und instationären Störungen zeigen. In Übereinstimmung mit dem Experiment ergaben sich deutlich verschiedene Transitionsentwicklungen in Abhängigkeit von der Dominanz des QS-Wirbels oder der QS-Welle. Eine genaue Untersuchung der Transitionsvorgänge für die verschiedenen Fälle in den späten nichtlinearen Stadien konnte aber noch nicht durchgeführt werden.

Ziel Mit Hilfe von räumlichen DNS sollen die späten Stadien der QS-induzierten Transition untersucht werden, und die Ergebnisse mit dem Experiment verglichen werden. Besondere Aufmerksamkeit wird der Erkennung und Abgrenzung prinzipiell verschiedener Transitionsszenarien infolge unterschiedlicher Anfangsstörungen gewidmet.

Lösungsweg Ein QS-Wirbel-dominiertes (R5) und ein QS-Welle-dominiertes Fall (R1) wurden mit hoher Auflösung simuliert. Das Integrationsgebiet war dabei so ausgelegt, daß die räumliche Entwicklung der Störungen bis zum eventuellen Zusammenbruch verfolgt werden konnte. Frühere grob aufgelöste Parameterstudien bestätigten, daß die ausgewählten Störungskombinationen zu Transitionsszenarien ähnlich den Experimenten führen. Einer unterschiedlichen Entwicklung der stationären und instationären Störungen entsprechen deutliche Verschiedenheiten in den momentanen Geschwindigkeitsprofilen. Die Simulationsergebnisse wurden sowohl durch Fourierzerlegung in zeitlicher und spannweitischer Richtung (Moden) der Störgeschwindigkeitskomponenten als auch durch verschiedenartige Visualisierungen der Strukturen in den momentanen Strömungsfeldern ausgewertet.

Ergebnis

Das Bild zeigt die Amplitudenentwicklung der relevantesten Moden für die angesprochenen Simulationen. Das Wachstum hochfrequenter Störungen kann in R5 beobachtet werden (siehe Bild d). Dagegen ist die Amplitude von Moden der gleichen Frequenz in R1 um Größenordnungen kleiner (Bild b). Dementsprechend findet der Zusammenbruch im wirbeldominierten Fall schon bei $x = 4.0$ ($\bar{x}/\bar{c} = 0.8$) statt, ist aber im wellendominierten Fall zumindest deutlich stromab verschoben. Bemerkenswert ist in R5 die große Amplitude der Mode $(1, -1)$, die in den bisherigen experimentellen Untersuchungen nicht analysiert wurde. Näherungsweise gleiche Amplituden der Moden $(h, \pm k)$ verursachen ein Stehenbleiben der Strömungsbewegung in Querrichtung an einer x -Position, was eine Umorientierung der Strömungsbewegungsrichtung von normal zu parallel zur Potentialstromlinienrichtung bedeutet.

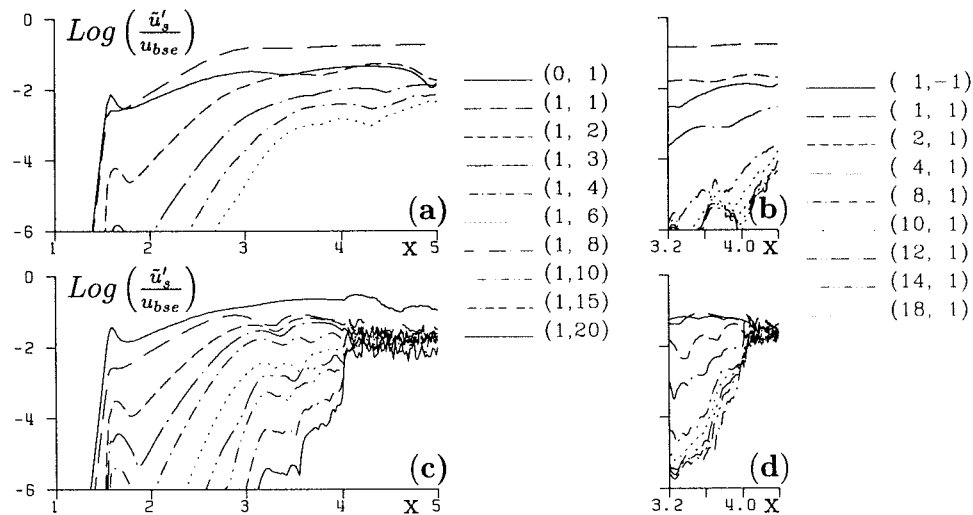


Bild: Amplitudenverlauf der wichtigsten Moden aus der Simulation des wellendominierten Fall R1 (a, b) und des wirbeldominierten Falls R5 (c, d). Bilder (b) und (d) stellen den Amplitudenverlauf der hochfrequenten Moden in der Region kurz vor dem Zusammenbruch des wirbeldominierten Falles dar. Modenbezeichnung: (h, k) , h -Vielfache der Grundfrequenz, k -Vielfache der Grundquerswellenzahl, k positiv: Richtung entgegen dem Potentialstromlinienkrümmungsmittelpunkt.

Literatur

- [1] Bippes, H.; Lerche T. (1997): Transition Prediction in Three-Dimensional Boundary-Layer Flows Unstable to Crossflow Instability. *AIAA-Paper*, 97-1906.
- [3] Bonfigli, G.; Kloker, M. (2000): Three-dimensional Boundary-Layer Transition Phenomena Investigated by Spatial Direct Numerical Simulation. In Fasel, H.; Saric, W. (eds): *Laminar-Turbulent Transition*. 5th IUTAM-Symposium, Sedona, AZ, USA, Sept. 13-17, 1999, Springer Verlag.

weiteres Vorgehen

Nachdem das Verfahren für hochauflösende DNS hinsichtlich Stabilität und Genauigkeit validiert werden konnte, können nun weitere Simulationen durchgeführt werden, um die Transitionszenarios genau zu dokumentieren. Dies ist eine wichtige Voraussetzung um die Mechanismen, welche die Transition bestimmen, verstehen und modellieren zu können.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. C. Gmelin, 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) 685-3422

Telefax: (0711) 685-3438

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

Thema Numerische Untersuchung der aktiven Dämpfung von linearen und nichtlinearen Störungen in einer Blasius Grenzschicht

Ausgangssituation Durch direkte numerische Simulation (DNS) der Navier-Stokes-Gleichungen können die physikalischen Prozesse, die zur Transition führen simuliert werden. In dem hier vorgestellten Projekt werden mit ihrer Hilfe Strategien und Vorgehensweisen entwickelt, die zu einer aktiven Kontrolle von Störungen in der Grenzschicht und damit des Transitionvorgangs führen. Im linearen Bereich, d.h. solange Störungen in der Grenzschicht noch klein sind und das lineare Superpositionsprinzip gilt, ist es möglich, auftretende Tollmien-Schlichting (TS) Wellen durch Überlagerung von gegenphasigen Störungen mit gleicher Amplitude und Frequenz auszulöschen bzw. zu dämpfen [1]. Da diese Vorgehensweise bei großen Störungsamplituden und damit verbundenen nichtlinearen Interaktionen in der Grenzschicht häufig nicht mehr greift, besteht die Notwendigkeit, andere Verfahren zu entwickeln, die auch noch bei nichtlinearen Amplituden gute Wirksamkeit zeigen.

Ziel Ziel des Projekts ist, mit Hilfe der direkten numerischen Simulation, Strategien zu entwickeln, die unabhängig vom Amplitudenniveau der Störungen in der Grenzschicht deren aktive Dämpfung ermöglichen. Durch zusätzliche Untersuchungen des Stabilitätsverhaltens mit der linearen Stabilitätstheorie (LST) und Betrachtung der relevanten Terme der 2D-Energiegleichung [2] soll ein tieferer Einblick in die zugrundeliegenden Mechanismen gewonnen werden.

Lösungsweg Ein geeigneter Lösungsweg scheint das direkte Feedback von Momentandaten (in unserem Fall spannweite Wirbelstärke an der Wand $\omega_{z,w}$) zurück in das Strömungsfeld zu sein. Dabei wird innerhalb eines gewissen, begrenzten Kontrollbereichs die Wirbelstärke abgegriffen, mit einem Amplitudenfaktor $|A|$ multipliziert und als Normalgeschwindigkeit an der Wand v_w als Randbedingung angesetzt. Zusätzlich kann noch ein gewisser Zeitversatz Δt (DNS) zwischen $\omega_{z,w}$ und v_w bzw. eine zeitliche Phasenverschiebung Φ im Falle eines Wellenansatzes (LST) vorgeschrieben werden. Für Störungen mit kleiner (linearer) Amplitude können mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie sehr präzise Vorhersagen über ihr Verhalten unter Einfluß der ω_z -Dämpfung getroffen werden. Außerdem lassen sich, durch den im Vergleich zur DNS wesentlich geringeren Rechenaufwand, leicht große Parameterräume untersuchen. Die Erforschung der Vorgänge im transitionsnahen Bereich bleibt dagegen der direkten numerischen Simulation vorbehalten.

Ergebnis

Berechnungsergebnisse der linearen Stabilitätstheorie zeigen schon bei kleinen Amplitudenfaktoren $|A|$ eine signifikante Verkleinerung des Instabilitätsgebiets (Abb.1). Ein weiterer Effekt der ω_z -Dämpfung ist neben der direkten Reduktion der Anfachungsraten eine Veränderung der Wellenzahl in Strömungsrichtung α_r und damit der Ausbreitungsgeschwindigkeit $c = \frac{\beta}{\alpha_r}$ (β ist die dimensionslose Frequenz). Da die bei hohen Amplituden auftretenden Resonanzen immer mit einer Synchronisation, d.h. Geschwindigkeitsanpassung der resonanten Moden einhergehen, greift dieser Mechanismus direkt in das Resonanzverhalten der beeinflussten Wellen ein. Die ersten Ergebnisse der numerischen Simulation für nichtlineare TS-Wellen zeigen starke Dämpfung (Abb.2) auch wenn die Dämpfung erst einsetzt, nachdem die Störungen schon kurz vor dem endgültigen Strömungsumschlag stehen. Eine Reduktion des Störniveaus um bis zu 50% ist so auch in späten Transitionsstadien möglich.

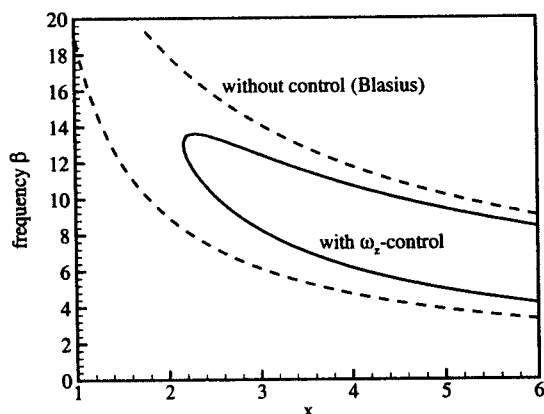


Abb.1: Verkleinerung des instabilen Bereichs im Stabilitätsdiagramm bei aktiver Dämpfung.
Dämpfungsparameter: $|A| = 2 \cdot 10^{-5}$, $\Phi = 0$

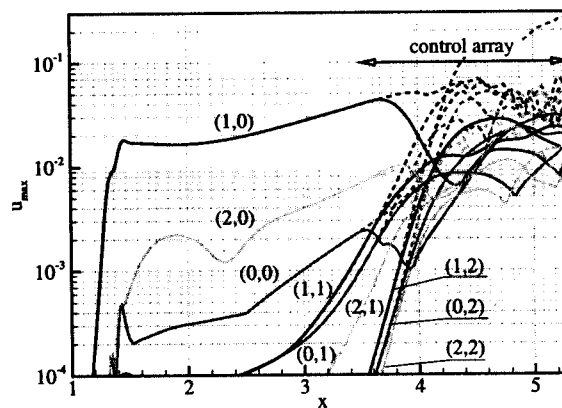


Abb.2: Effekt der aktiven Dämpfung auf einen Umschlag, der durch fundamentale Resonanz herbeigeführt wird (K-Breakdown).
Dämpfungsparameter: $|A| = 2 \cdot 10^{-4}$, $\Phi \approx \frac{\pi}{2}$

weiteres Vorgehen Detaillierte weitere Studien mit Hilfe von DNS und LST, Untersuchungen zum Einfluß der ω_z -Dämpfung auf das Verhalten von Störungen bei sekundärer Resonanz.

Literatur

- [1] M. Baumann and W. Nitsche. Investigations of Active Control of Tollmien-Schlichting Waves on a Wing. In R.A.W.M. Henkes and J.L. van Ingen, editors, *Transitional Boundary Layers in Aeronautics*, volume 46, pages 89–98. KNAW, North Holland, Amsterdam, 1996.
- [2] F. R. Hama, D. R. Williams, and H. Fasel. Flow field and energy balance according to the spatial linear stability theory of the Blasius boundary layer. In *Laminar-Turbulent Transition*. Springer-Verlag, 1980. IUTAM Symposium Stuttgart/Germany, 1979.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung und Transition / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. S. Herr, Dr.-Ing. W. Würz, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Paffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 6853424
Telefax: (0711) 6853470

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen zur akustischen Rezeptivität einer 2-dimensionalen Grenzschicht unter dem Einfluß eines Druckgradienten

Ausgangssituation

Am Beginn des Transitionsprozesses steht die Generierung von Tollmien-Schlichting-Wellen in der Grenzschicht durch Störungen in der Aussenströmung, die Rezeptivität. Die Umsetzung dieser langwelligigen Störungen (Schall/Wirbel) in kurzwellige Tollmien-Schlichting-Wellen wird am Laminarwindkanal im Rahmen des Schwerpunktprogramms „Transition“ untersucht. Nachdem im ersten Schritt Untersuchungen unter dem Einfluss des natürlichen Störspektrums der Windkanalströmung durchgeführt wurden, liegt nun das Hauptaugenmerk auf der Durchführung von kontrollierten Experimenten mit der Einleitung von definierten Schallstörungen in die Windkanalströmung.

Ziel

Es sollen die Mechanismen untersucht werden, die die Umsetzung von langwelligigen Schallstörungen in kurzwellige Tollmien-Schlichting-Wellen bewirken. Die Erkenntnisse tragen zur Verbesserung der Auslegungskriterien für Flügel mit Laminarhaltung durch Formgebung bei.

Lösungsweg

Im Laminarwindkanal des IAG ($Tu \leq 0.02\%$) werden detaillierte Hitzdrahtmessungen in der Grenzschicht eines speziell für diesen Zweck entworfenen Profils durchgeführt. Die Untersuchungen werden als kontrolliertes Experiment durchgeführt; stromab der Messstrecke werden mit einem Lautsprecher definierte Schallstörungen in die Windkanalströmung eingeleitet. Es wurden drei Frequenzen (720 Hz, 1088 Hz, 1562 Hz) für das Experiment ausgewählt und die Wechselwirkung mit lokalen Oberflächenrauigkeiten untersucht. Die 2-dimensionalen Oberflächenstörungen werden in der Nähe des Instabilitätspunktes in Form von schmalen Klebestreifen aufgebracht (Störungshöhe $\leq 0.04 y_\delta$). Die Messposition des Hitzdrahtes befindet sich so weit stromab, dass die TS-Amplituden durch Anfachung in der Grenzschicht ausreichend verstärkt sind, und sie gegenüber den anderen Anteilen am Hitzdrahtsignal dominieren ($RMS_{TS}/U_\delta \approx 0.01$).

Ergebnisse

In Abb.1 sind die drei akustischen Frequenzen sowie die verschiedenen Störstreifenpositionen und die Messposition im Verhältnis zur Kontur des Profils und dem Stabilitätsdiagramm eingezeichnet. Zudem ist die gemessene Geschwindigkeitsverteilung (Symbole) des Profils XIS40MOD bei einem Anstellwinkel von $\alpha=0^\circ$

AG STAB

aufgetragen, sowie eine mit XFOIL berechnete Verteilung. Basierend auf dieser Geschwindigkeitsverteilung wurden Grenzschichtrechnungen mit einem Feldverfahren (Cebeci-Smith) und anschließend Stabilitätsanalysen durchgeführt. Das auf diese Art berechnete Grundströmungsprofil für eine Stromabposition von $s/s_{\max}=45.5\%$ sowie die Eigenfunktion der TS-Welle mit einer Frequenz von 1088 Hz zeigt die Abb.2. Zum Vergleich sind in Abb.2 das an dieser Position gemessene Geschwindigkeitsprofil und die Eigenfunktion bei der Frequenz 1088 Hz als Symbole geplottet. Abb. 3 zeigt die an der Messposition gemessene und auf die akustische Amplitude bezogene TS-Amplitude der drei untersuchten Frequenzen in Abhängigkeit von der Störstreifenposition. Wenn man diese TS-Amplituden mit Hilfe der bekannten Stabilitätseigenschaften auf die Amplituden an der Störstreifenposition vorextrapoliert, so wird der Einfluss der Störstreifenposition und somit des Druckgradienten auf die Rezeptivität deutlich. Abb.4 zeigt die Auswirkung der Variation der Störstreifenbreite auf die TS-Amplitude an der Messposition. Neben den gemessenen Werten ist eine bereits für die Experimente mit dem natürlichen Störspektrum abgeleitete theoretische Kurve eingezeichnet, die auf der Annahme der linearen Überlagerung einer an der Vorder- und an der Hinterkante des Störstreifens rezeptiv generierten TS-Welle beruht.

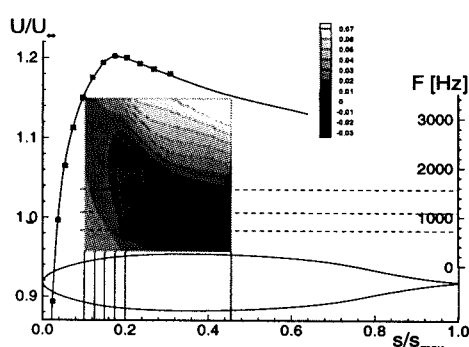


Abb1.: Geschwindigkeitsverteilung Störstreifen- und Messposition

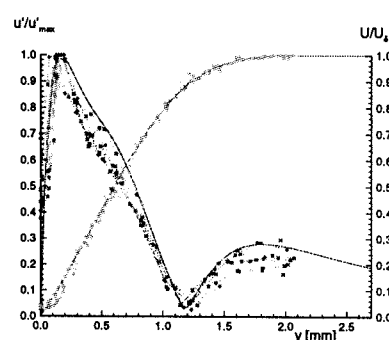


Abb2.: Grundströmungsprofil und TS-Eigenfunktion an der Messposition

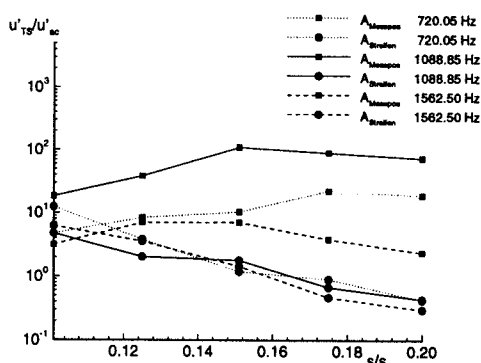


Abb3.: Einfluss der Streifenposition auf die Rezeptivität

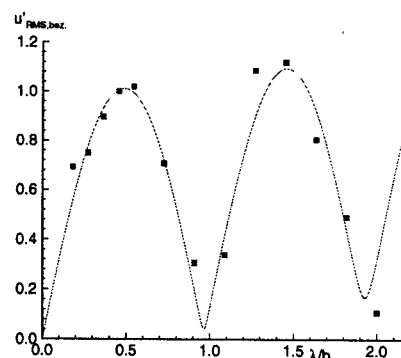


Abb4.: Einfluss der Streifenbreite (Theorie und Messung)

Literatur W. Würz, S. Herr, A. Wörner, U. Rist, S. Wagner, Y.S. Kachanov: *Study of 3D wall roughness acoustic receptivity on an airfoil*. IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, September 13-17, Sedona (USA), 1999.
R. Kobayashi, Y. Fukunishi, T. Nishikawa, T. Kato: *The Receptivity of Flat-Plate Boundary-Layers with Two-Dimensional Roughness Elements to Freestream Sound and Its Control*, Proceedings of the IUTAM-Symposium, Sendai, Japan 1994

Weiteres Vorgehen

Im nächsten Schritt soll ein Verfahren zur kontrollierten Einleitung von Wirbelstärkestörungen in die Anströmung am Laminarwindkanal aufgebaut werden.

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

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:

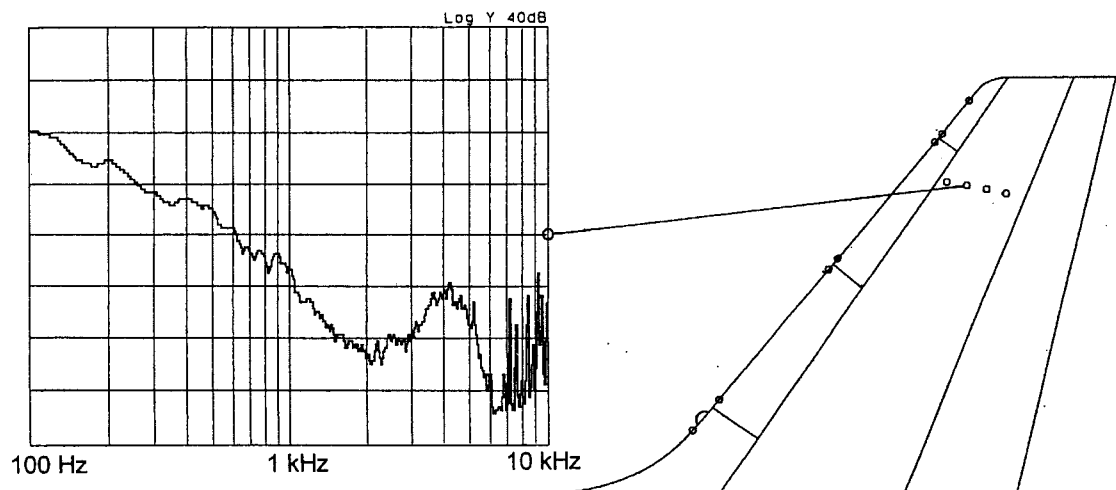
Die Lage des Grenzschichtumschlages wird meist mit Hilfe der Infrarotthermographie bestimmt, die als Feldmethode die Beobachtung eines großen Teils der Flügel- oder Modelloberfläche ermöglicht. Als Ergänzung hierzu dienen Oberflächenheißfilmsensoren, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen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

Ergebnis:

Die Flugversuche am Seitenleitwerk der A 320 mit Anwendung der Hybrid- Laminar-Technik wurden ausgewertet.

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.

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



Heißfilm- Spektrum mit TS- Wellen bei 4 kHz in der Seitenleitwerksgrenzschicht A 320 bei Hybrid- Laminarhaltung ($Ma= 0,82$; $H= 39\,000\text{ ft}$, $\beta= -2^\circ$)

Literatur

Höhler, G., Krückeberg, K. P., Kühn, W., Suttan, J.: *A320 HLFT: Flugversuche zur Hybrid-Laminarhaltung*, Vortrag STAB Workshop, Göttingen (Nov. 1999)

Weiteres Vorgehen:

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

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Sinanarhos Kalavrianos

Institution: Marie Curie Research Fellow, EC
DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH

Adresse: D-28183 Bremen **Tel:** 0421-538-3412
Fax: -2910

weitere Partner: Participants of EC funded project HYLTEC

Thema: Investigation of the effects of reduced suction chambers,
on the flow stability of ELFIN II W/T model

Ausgangssituation: The W/T wing model ELFIN II has 18 suction chambers that run from (approx.) 20% chord on the L/S (Lower Side, chamber 1), to 20% chord on the U/S (Upper Side, chamber 18). While this layout was necessary for researching control of the airflow over the wing surface, it is very likely that in real life applications this layout will have to be altered. The chamber on the leading edge and neighbouring ones will have to be eliminated and replaced by anti-contamination equipment against ice or insects. Also, when suction is to be applied on a slat equipped wing, the suction chambers will most probably be placed on the slat and not on the wing itself. Hence, depending on the size of the slat, the chambers of the L/S will have to extend only up to 5-7% chord.

Ziel: The aim of the investigation carried out was to simulate the elimination of certain chambers, allowing for an acceptable increase of the amplification of the instability modes in the boundary layer of the wing.

Lösungsweg: The initial step of the investigation was the computation of C_p distributions using VICWA[■] for the following flight parameters:

$M=0.82$, $\alpha=+1, +3$ deg., $Re \approx 16.5$ mil.

The suction velocity distributions used were derived after considering conclusions from the last W/T test campaign (November 1996). It was suggested that if low or no suction was to be applied at the leading edge, then immediately downstream of these chambers higher suction should be applied in order to suppress the amplified CF (Cross Flow) instability modes. Further downstream, low suction velocities could be applied again, since these would be sufficient to adequately suppress the TS (Tollmien Schlichting) modes.

Having obtained all the necessary data, a boundary layer integration was performed using HY-LISW (boundary layer code)[■]. In order to simulate the elimination of the suction chambers (ie. no suction), the external pressure of each chamber was to be equalised with its internal pressure. Finally, stability analysis was carried out using the stability code COAST3[■].

■ all codes mentioned were developed within Dasa

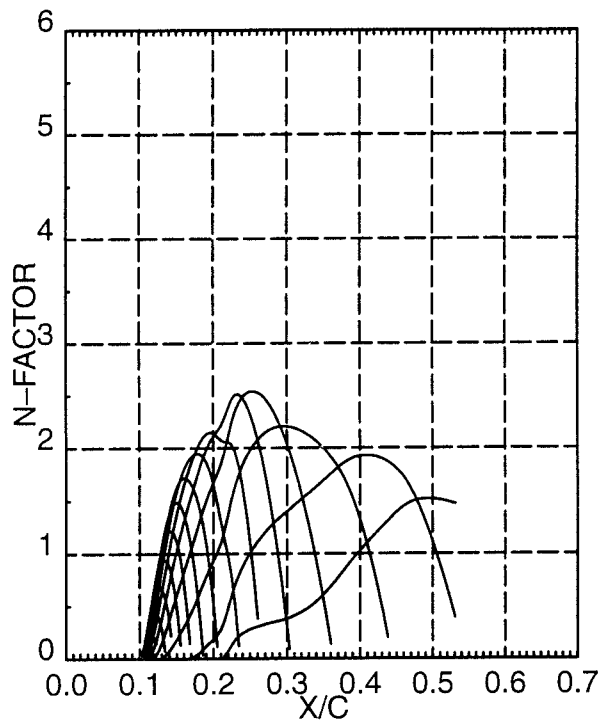


fig. 1
(with slat)

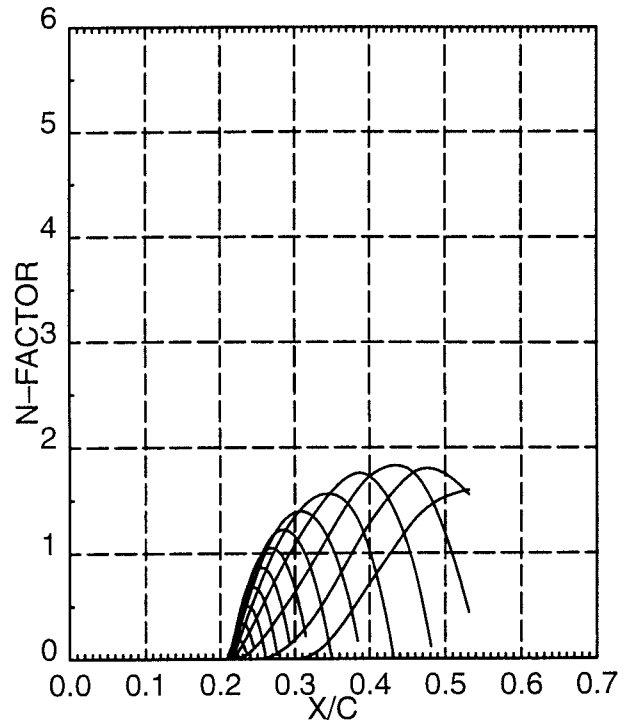


fig.2
(without slat)

$M = 0.82$ $\alpha = +1$ deg. $Re \approx 16.5$ mil.

Ergebnis: Eliminating 5 chambers at the leading edge of the wing did not produce highly amplified CF modes, since maximum N-factors remained below limiting N-factors for transition. For the case of the suction chambers located on the slat of the wing (running up to 7.6% on the L/S), the N-factors of TS modes also stayed below transition levels, but were amplified at a station further upstream (fig.1 and fig.2).

When considering the C_L variation of a jet transport due to fuel burn (ie α variation), there is no great difference between the instabilities at $\alpha = +1$ deg. and $\alpha = +3$ deg.

Hence, it seems that it would be possible to produce a realistic layout of suction chambers, that retains the laminarity characteristics of the basic layout used for research.

Literatur:

1. ELFIN II laminar wing tests in S1MA wind tunnel (November 1996)
TEST REPORT No 208 (PV 1/8963 GY)
2. ELFIN II Final Technical Report, Bernhard Dziomba, 1997, Dasa

Datum: Bremen, den 11.10.99

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. U. Maucher, 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) 685-3432 Telefax: (0711) 685-3438 e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.de
weitere Partner	A.V. Dovgal, V.V. Kozlov, ITAM Novosibirsk, D. Henningson, FFA/KTH Stockholm & S. Hein, U. Dallmann, DLR Göttingen
Thema	Numerische Untersuchung von Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen
Ausgangssituation	Der wandnahe Bereich eines Strömungsfelds spielt für die Kraftübertragung zwischen dem umströmten Körper und der Strömung eine entscheidende Rolle. Reibungskräfte wirken parallel zur Wand und Druckkräfte senkrecht zur Wand. Für die Reibungskräfte ist der Zustand der wandnahen Strömung (Grenzschicht) entscheidend. Laminare Grenzschichten weisen einen geringeren Reibungs- und somit Widerstandsanteil auf als turbulente, dafür lösen sie eher von der Wand ab, wenn der Druck in Strömungsrichtung ansteigt. In einer laminaren Ablöseblase finden Strömungsablösung, laminar-turbulenter Strömungsumschlag (Transition) und turbulentes Wiederanlegen der Grenzschicht kurz hintereinander statt. Die dabei ablaufenden Vorgänge sind im Detail bisher noch wenig erforscht.
Ziel	Beiträge zum Verständnis der Strömungsvorgänge durch gezielte Beeinflussung der Strömung und Analyse der Ergebnisse. Erkenntnisse zu Instabilität und Turbulenzentstehung in laminaren Ablöseblasen, sowie zu den Eigenschaften der sich anschließenden turbulenten Grenzschicht, die sich nach gegenwärtigem Kenntnisstand nicht im Gleichgewicht befindet. Vorbereitende Arbeiten zur Grobstruktursimulation der turbulenten Grenzschicht.
Lösungsweg	Im vorliegenden Projekt werden numerische Simulationen auf der Basis der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt, in denen man auch kleinste Strömungsdetails beobachten kann, ohne die Strömung durch Einbringen von Mess-Sonden zu beeinflussen. Durch die gezielte Anregung bestimmter Störungen und Störkombinationen lassen sich die Mechanismen, die in der laminaren Ablöseblasen ablaufen, sehr zuverlässig untersuchen. Die Simulationen betrachten die Strömung längs einer ebenen Platte, der die Geschwindigkeitsverteilung aus einem Windkanalexperiment aufgeprägt wird. Die gute Übereinstimmung der Ergebnisse mit den Messungen im Laminarwindkanal des Instituts zeigt, dass Krümmungseinflüsse vernachlässigt werden können. Am Einstromrand des Integrationsgebiets wird eine stationäre laminare Grenzschicht vorgeschrieben. Diese löst aufgrund der am oberen Rand aufgeprägten Verzögerung nach einer gewissen Laufstrecke von der Wand ab. Über periodisches Absaugen und Ausblasen in einem kleinen Störstreifen an der Wand wird die Scherschicht zu kontrollierten Oszillationen angeregt. Alle weiteren Umschlagvorgänge laufen dann von alleine ab, ohne weitere Anregung oder Beeinflussung von außen.

Ergebnis

Die Abbildung unten zeigt den Vergleich zweier Simulationen mit unterschiedlicher Störungsanregung stromauf von der Ablöseblase. Es werden vier Momentaufnahmen aus einer Störperiode gezeigt und man erkennt anhand von Isoflächen der Wirbelstärke (Reibungsintensität) wie die von der Wand abgelöste Grenzschicht sich, ähnlich einer auf den Strand zulaufenden Welle, aufrollt und wie sie plötzlich durch darunterliegende kleinskalige Störungen durchstoßen und aufgebrochen wird. Im Gebiet hinter der Blase treten deshalb abwechselnd Gebiete höherer und niedriger Turbulenzintensität auf. Der rechte Fall unterscheidet sich vom linken durch ein versetztes Auftreten turbulenter Strukturen. Der grundlegende Mechanismus des Scherschichtzerfalls scheint aber davon unabhängig zu sein.

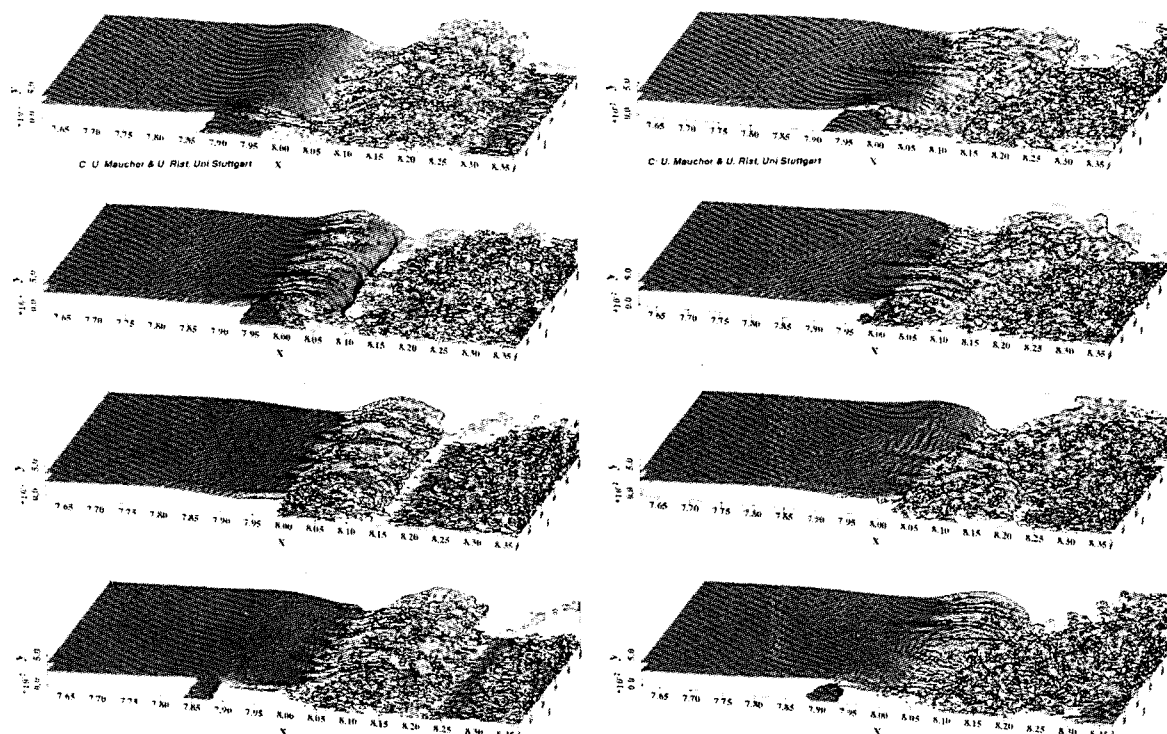


Abbildung 1: Momentanbilder der Scherschicht in der Wiederanlegezone einer laminaren Ablöseblase für zwei Fälle mit unterschiedlicher Störungsanregung. 2-D-Anregung (links), reine 3-D-Anregung durch schwach schräglauflende Wellen (rechts)

Literatur

MAUCHER, U., RIST, U., WAGNER, S.: Transitional structures in a laminar separation bubble, in: W. Nitsche, H.J. Heinemann, R. Hilbig (Eds.): *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II*, NNFM Vol. 72, (Proc. 11th STAB/DGLR-Symposium, Berlin, Nov. 10–12, 1998), Vieweg, 1999, 307 – 314.

MAUCHER, U., RIST, U., WAGNER, S.: A refined interaction method for DNS of transition in separation bubbles, *AIAA Journal* April 2000.

MAUCHER, U., RIST, U., KLOKER, M., WAGNER, S.: DNS of laminar-turbulent transition in separation bubbles, in: E. Krause and W. Jäger (Eds.): *High Performance Computing in Science and Engineering '99*, Springer, Berlin, Heidelberg, 1999.

MAUCHER, U., RIST, U., WAGNER, S.: Secondary disturbance amplification and transition in laminar separation bubbles, in: Proc. IUTAM-Symp. Laminar-Turbulent Transition, Sedona, Az, Sept. 13–17, 1999.

weiteres Vorgehen

Validierung der Ergebnisse durch Vergleiche mit Experimenten. Wasserkanalexperimente und Simulationen im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms „Transition“.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung und Transition
Fachkreis:
Ansprechpartner: Alexander Meijering
Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen
Adresse: Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 **Telefon:**+49 241-805426
D-52062 Aachen **Telefax:**+49 241-8888257
 E-mail: alex@aia.rwth-aachen.de

Thema: Transitionslagenverschiebung durch Änderung der Profilgeometrie

Ausgangsposition

Bei modernen Verkehrsflugzeugen mit transsonischen Reisefluggeschwindigkeiten wird der Gesamtwiderstand wesentlich durch den Reibungswiderstand bestimmt. Um den Reibungswiderstand gering zu halten, wird angestrebt, daß der laminar-turbulente Grenzschichtumschlag möglichst weit stromab stattfindet. Die Methoden zur Stromabverlagerung der Transition gliedern sich in drei Kategorien: Passive Laminarisierung (Natural Laminar Flow), Aktive Laminarisierung (Laminar Flow Control) sowie eine Kombination dieser Methoden zu einer Hybriden Laminarisierung (Hybrid Laminar Flow Control). Im Rahmen des Teilprojekts A6 des Sonderforschungsbereichs 401 'Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln' wird der Einfluß der Änderung der Profiloberseitengeometrie auf die Transitionslage sowie auf die Länge und Größe eventuell auftretender Ablöseblasen untersucht. Diese Methode zählt zu der Kategorie der passiven Laminarisierung.

Ziel

Die Geometrie der Profiloberseite soll hinsichtlich der Länge der laminaren Lauflänge und Größe eventuell auftretender Ablöseblasen verbessert werden. Die Transitionslage wird auf der Basis der e^N -Methode bestimmt. Durch eine effiziente Kopplung des Verfahrens zur Berechnung des Strömungsfeldes um das Profil mit dem Optimierungsverfahren ist zu untersuchen, wie empfindlich die Transitionslage auf Geometrieänderungen reagiert.

Lösungsweg

Die Ermittlung verbesserter Profilgeometrien wird für vorgegebene Anströmbedingungen unter Aufrechterhaltung des Auftriebsbeiwerts durchgeführt. Es wird ein gerichtetes Suchverfahren auf Basis der Evolutionsstrategie eingesetzt. Hiermit lassen sich unter Beachtung geometrischer Nebenbedingungen Profilgeometrien bestimmen, die über verbesserte aerodynamische Eigenschaften verfügen. Als Qualitätsfunktion dient ein Term aus der Länge der laminaren Anlaufstrecke und der Länge einer eventuell auftretenden Ablöseblase. Der Optimierungsalgorithmus verfügt über eine selbstadaptive Schrittweitenregelung in Verbindung mit dem Euler-Grenzschicht-Verfahren MSES zur Berechnung des Strömungsfeldes um das Profil. Die Implementierung des Evolutionsverfahrens auf einem Parallelrechner reduziert den Zeitaufwand einer Optimierung.

Zur Überprüfung des auf Basis des Euler-Grenzschicht-Verfahrens ermittelten Strömungsfeldes über das hinsichtlich der Qualitätsfunktion verbesserte Profil wird ein Verfahren zur Integration der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen für zweidimensionale kompressible Strömungen auf strukturierten Mehrblock-Gittern herangezogen. Den Schließungsansatz bildet das Turbulenzmodell nach Baldwin und Lomax.

Ergebnisse

Es wurden Profilentwicklungen für das Ausgangsprofil NLF-0416 vorgenommen, wobei unter Aufrechterhaltung des Auftriebsbeiwertes die laminar-turbulente Transition stromab verschoben wurde, unter Vermeidung einer laminaren Ablösung. Die Oberseiteengeometrie wird durch sieben vertikal verfahrbare Traversen parametrisiert. Diese bilden die Optimierungsvariablen. Die Profilkontur wird anschließend durch einen Ausgleichsspline bestimmt. Gegenüber der Ausgangsgeometrie wurde die Transitionslage von 46% auf 61% Sehnenlänge in Stromabrichtung verschoben und eine Erhöhung der Gleitzahl von 14% festgestellt. Die verbesserte Profilkontur sowie die Stromabverlagerung der Transitionslage wird in Abb. 1 gezeigt.

Die Überprüfung des Strömungsfeldes um das hinsichtlich der Qualitätsfunktion verbesserten Profil mit dem Navier-Stokes-Verfahren wird in Abb. 2 dargestellt. Der Vergleich mit dem Euler-Grenzschicht-Verfahren zeigt eine gute Übereinstimmung.

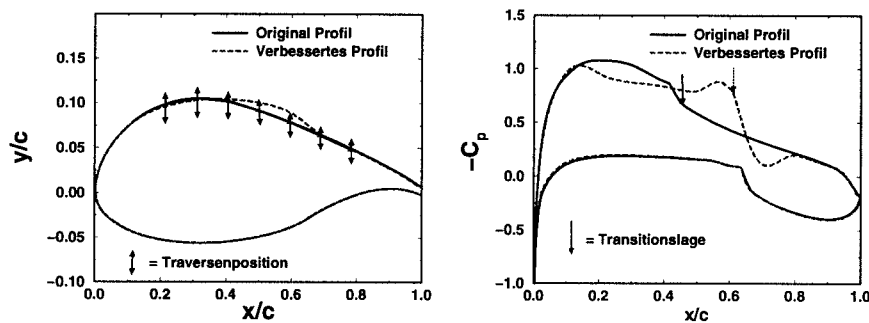


Abb. 1: Vergleich der Geometrie (links) sowie der Druckverteilung (rechts) des Ausgangsprofils NLF-0416 und der mittels der Evolutionsstrategie verbesserten Geometrie für $Ma_\infty = 0,4$ und $Re_\infty = 1,66 \cdot 10^6$ bei konstantem Auftriebsbeiwert $c_a = 0,59$.

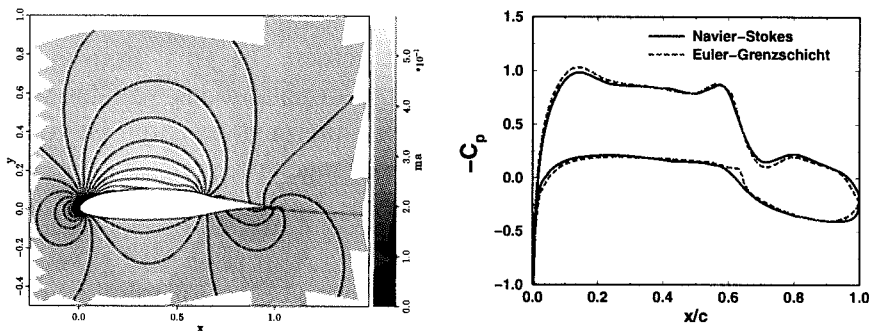


Abb. 2: Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Umströmung des NLF-0416 Profils bei $Ma_\infty = 0,4$ und $Re_\infty = 1,66 \cdot 10^6$ (links). Vergleich der numerisch ermittelten Druckverteilungen des Euler-Grenzschicht-Verfahrens und des Navier-Stokes-Verfahrens (rechts).

Weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen zur Verbesserung der Profilkontur hinsichtlich der Länge der laminaren Laufstrecke werden für transsonische Anströmgeschwindigkeiten weitergeführt.

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.

Ziel 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.

Lösungsweg Zur Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer 3-D-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 , spannweitigem Lochabstand s_z und Volumenstrom pro Loch $\dot{V}$ der Einfluß dieser Parameter auf die Störungserzeugung und Rezeptivität der Grenzschicht untersucht. Durch Hinzunahme einer weiteren Lochreihe konnte die Interaktion hintereinander liegender Lochreihen näher betrachtet werden.

Ergebnis Absaugung durch ein Loch generiert lokal 2 gegensinnig rotierende, sich stromabwärts erstreckende Wirbel, die quasi gemeinsam Fluid ins Loch transportieren. In der 3-D-Grenzschicht wird der gegen den Uhrzeigersinn rotierende Wirbel (siehe Abb. 1), der in Wandnähe eine Geschwindigkeit gegen die Grundquerströmung induziert, schnell gedämpft. Der im Uhrzeigersinn rotierende Wirbel verstärkt die Querströmung nahe der Wand, schwächt sie aber innerhalb der Grenzschicht ab und verringert so auch im Mittel die maximale Querströmungsamplitude. Dieser Wirbel klingt nur schwach ab und ist auch weit stromab des Loches noch existent.

Die Wirbelstruktur breitet sich im betrachteten Integrationsgebiet unter dem konstanten Winkel von etwa 29 Grad zur x -Achse aus, womit der Ausbreitungswinkel genau zwischen Wand- und Potentialstromlinie liegt. Bei hintereinander liegenden Lochreihen kommt es zu Interaktionen der von der ersten Lochreihe generierten Wirbel mit denen der zweiten Lochreihe. Dabei spielt der spannweiteige Versatz der ersten zur zweiten Lochreihe eine wesentliche Rolle. Im Fall ohne Versatz der Lochreihen passiert ein von der ersten Lochreihe abgehender Wirbel die zweite Lochreihe in der Mitte zwischen zwei Löchern und wird dort abgeschwächt (Abb. 2). Bei der schachbrettartigen Anordnung mit Versatz um den halben spannweiten Lochabstand wird der Wirbel am Loch der zweiten Lochreihe verstärkt und klingt dementsprechend später ab.

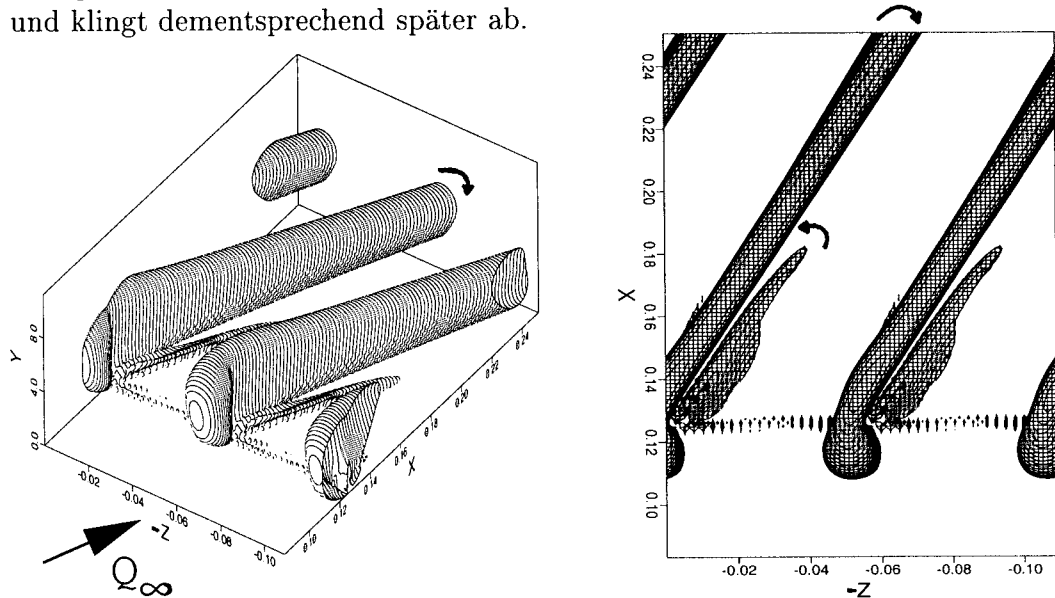


Abb. 1 Wirbelstrukturen mittels ($\lambda_2 < 0$)-Isofläche bei einer Lochreihe (Richtung der Grundquerströmung von rechts nach links), links: perspektivische Ansicht, rechts: Draufsicht

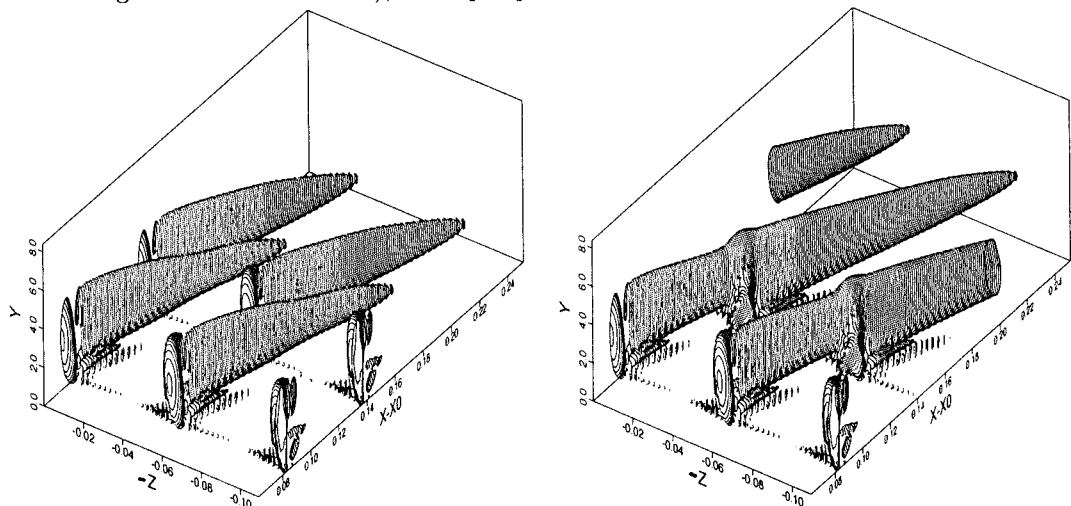


Abb. 2 Perspektivische Ansicht von Wirbelstrukturen bei zwei Lochreihen
links: ohne Versatz, rechts: Versatz um $s_z/2$

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 Aktuell werden 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. D. Meyer, PD Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** (0711) 685-3405
D-70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685-3438
e-mail: daniel.meyer@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner S. Bake, H.H. Fernholz, HFI TU-Berlin

Thema Numerische Untersuchung nichtlinearer Transitionsmechanismen und ihrer Dämpfung

Ausgangssituation In den Spätstadien der Transition einer Grenzschicht von der laminaren in die turbulente Strömungsform dominieren nichtlineare Effekte die Entwicklung der Strömung. Der Umschlagsprozeß wird hier wesentlich von Wirbelstrukturen, deren gegenseitigen Interaktionen und den Wechselwirkungen der Wirbelstrukturen mit der Wand geprägt. Die in den frühen Stadien gültigen linearen Theorien liefern in diesem Bereich keine Aussagen mehr.

Ziel Um auch in diesem nichtlinearen Bereich des Umschlages weitere Erkenntnisse zu gewinnen, wird der Umschlagsvorgang durch direkte Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen numerisch simuliert. Als Modellströmung wird die senkrecht zur Vorderkante angeströmte ebene Platte verwendet. Das Ziel der Arbeit ist ein verbessertes Verständnis der nichtlinearen Umschlagsmechanismen und darauf aufbauend die Ausnutzung dieser Mechanismen für Maßnahmen zur Strömungsbeeinflussung, um den Transitionsvorgang und die damit verbundene starke Zunahme des Reibungswiderstandes zu verzögern.

Lösungsweg Es wird ein numerisches Verfahren zur instationären, räumlichen Simulation des Strömungsumschlages eingesetzt. Dabei werden kompakte Differenzen 6. Ordnung in stromab und wandnormaler Richtung, sowie ein Spektralansatz in Querrichtung verwendet. Die kompakte Formulierung mit hoher Genauigkeitsordnung ermöglicht sehr genaue Ergebnisse mit vertretbarer Anzahl von Gitterpunkten. Als Zeitintegrationsverfahren wird ein Runge-Kutta-Verfahren 4. Ordnung verwendet.

Dieses Projekt wird in Zusammenarbeit mit einer experimentellen Arbeit an der TU-Berlin durchgeführt, in der die Strömung in einem Laminarwindkanal vermessen wird. Die Kooperation ermöglicht die gegenseitige Validierung der Ergebnisse und damit eine sehr gute Absicherung gegen systematische Fehler in beiden Arbeiten. Wenn Simulation und Experiment vollständig abgeglichen sind, können aus der Simulation sehr viel detailliertere Daten gewonnen werden, als dies im Experiment mit vertretbarem Aufwand möglich wäre. Außerdem entfallen in der Simulation Störeffekte durch schwer modellierbare Hintergrundstörungen, so daß die auftretenden Mechanismen in unbeeinflusster Form mit sehr guter Reproduzierbarkeit untersucht werden können.

Ergebnis

In Abbildung 1 ist ein Vergleich der gemessenen und der berechneten Störgeschwindigkeitskomponente in Hauptströmungsrichtung abgebildet. Es sind Isoflächen positiver (hell) und negativer Störgeschwindigkeiten (dunkel) dargestellt, die typische Strukturen zeigen, wie sie während der Spätstadien im Transitionsprozeß auftreten. In der Abbildung ist im wesentlichen die Entstehung einer komplexen dreidimensionalen Geschwindigkeitsverteilung an verschiedenen Positionen stromab eines Störstreifens gezeigt. Sie wird durch eine Wirbelstruktur verursacht, welche sich von einer leicht deformierten zweidimensionalen Störwelle hin zu einem komplizierten, dreidimensional verformten Wirbel entwickelt. An solchen kontrolliert in die Strömung eingebrachten Störungen kann ihr Verhalten studiert und die damit verbundenen Wachstumsmechanismen untersucht werden. Die Übereinstimmung zwischen Experiment und Simulation ist in diesem schon stark nichtlinear geprägten Umschlagstadium bereits sehr gut. Im weiteren Verlauf der Arbeit wird versucht diese Übereinstimmung praktisch bis zum Beginn der turbulenten Strömung zu erreichen.

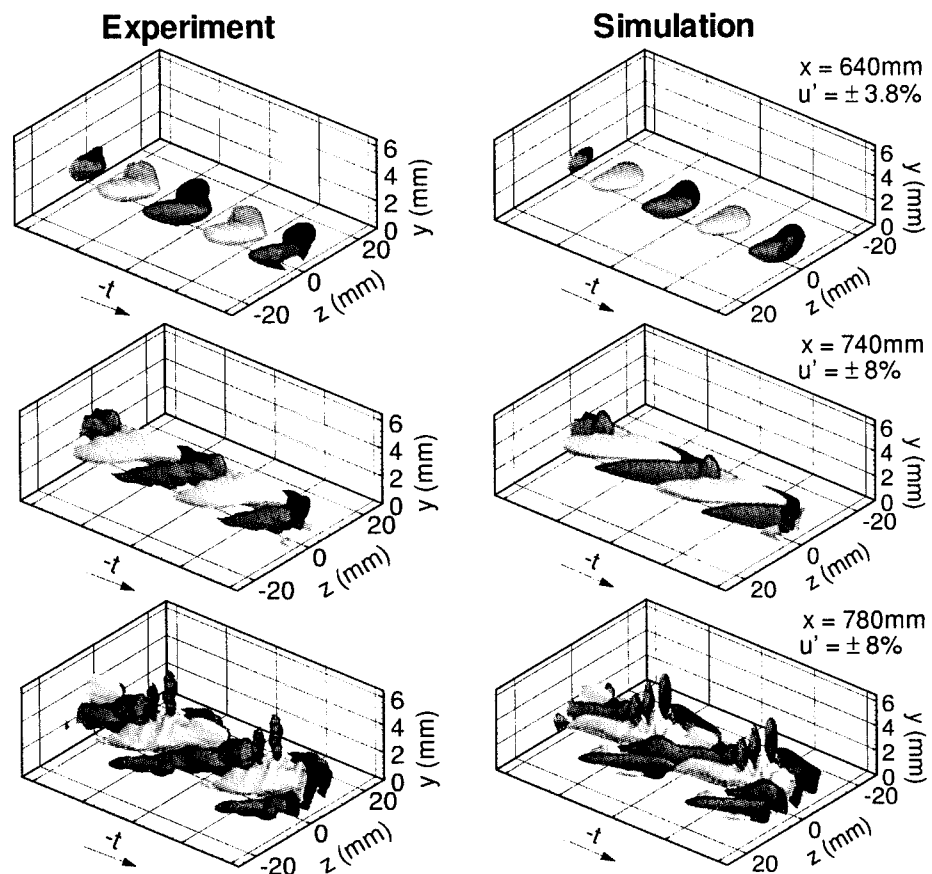


Abbildung 1: Isowerte der Störgeschwindigkeitsamplituden in Experiment (links) und Simulation (rechts).

Literatur

MEYER, D., RIST, U.: DFG Zwischenbericht zum Teilprojekt Ri 680/6-1, *Numerische Untersuchung nichtlinearer Transitionsmechanismen und ihrer Dämpfung*, 1998

MEYER, D.G.W., RIST, U., BORODULIN, V.I., GAPONENKO, V.R., KACHANOV, Y.S., LIAN, Q.X., LEE, C.B.: *Late-Stage Transitional Boundary-Layer Structures. Direct Numerical Simulation and Experiment*, H. Fasel, W. Saric (Eds.), *Laminar-Turbulent Transition*, IUTAM Symposium Sedona, Az./USA 1999

weiteres Vorgehen

Es soll verstärkt die Beeinflussung der Strömung in den Spätstadien der Transition untersucht werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. I. Peltzer, Dipl.-Ing. St. Gernhardt, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution:

TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse:

Sekr. F2, Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: +49 (0) 30 314 – 23094
Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955
e-mail: inken.peltzer@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner:

DFG-Projektpartner, Schwerpunktprogramm „Transition“, Themenkreis IV

Thema:

Freifluguntersuchungen zur spannweitigen Störungsentwicklung von TS-Instabilitäten mit Hilfe eines Oberflächenhitzdrahtarrays

Ausgangssituation:

In den letzten Jahren ist in der Erforschung der laminar-turbulenten Grenzschichttransition ein außerordentlicher Erkenntniszuwachs erkennbar. Trotzdem ist bis heute keine zuverlässige Transitionsvorhersage ohne einen Abgleich mit experimentellen Daten möglich. Im DFG-Hochschul-Verbundvorhaben /3/ zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag im Freiflug wurden zahlreiche Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung von künstlichen, monofrequenten Störwellen in der laminaren Flügelschicht durchgeführt. Hauptaugenmerk wurde dabei auf die Stromabentwicklung der natürlichen Transition gelegt. Bisher gibt es jedoch nur wenige Untersuchungen zur räumlichen Verteilung von natürlichen Instabilitäten.

Ziel:

Das Ziel der Messungen ist es, die räumliche und zeitliche Entwicklung natürlicher TS-Instabilitäten in einer zweidimensionalen Tragflügelgrenzschicht im Flugversuch zu untersuchen. Von großem Interesse ist die Frage, wie zweidimensional sich natürliche Störungen im frühen linearen Stadium ausbreiten, um sie gegebenenfalls durch Superposition auslöschen zu können. Die dabei auftretenden geringen Störampplituden sollen mit einem neuartigem Oberflächenhitzdrahtsensor /2/ erstmalig unter Freiflugbedingungen aufgelöst werden.

Lösungsweg:

Die Messungen wurden an einem Laminarhandschuh auf dem doppelsitzigen Segelflugzeug Grob G103 (Twin II) durchgeführt, der einen langen Bereich mit geringem Druckanstieg aufweist und damit eine weiträumige Entwicklung von TS-Instabilitäten liefert. Der Handschuh verfügt über einen austauschbaren Meßeinsatz, der gleichermaßen im Freiflug als auch im Windkanal eingesetzt werden kann. Für die bisher durchgeführten Versuche wurde der Meßeinsatz mit einer spannweitigen Reihe von 20 Oberflächenhitzdrahten ausgestattet, die über einen Bereich von 240mm bei ca. 50% der Flügeltiefe angeordnet wurden. Als Sensormaterial wurde flexibles, kupferbeschichtetes Platinmaterial verwendet, damit es in die Negativform des Handschuhs gekrümmt werden konnte. Das Sensorlayout wurde in Photoätztechnik realisiert und über den dabei ausgearbeiteten ca. 0.05mm breiten Schlitz wurde ein 5µm dicker Wolframdraht oberflächenbündig gespannt und an den Enden verschweißt. Um Wandrauhigkeiten zu vermeiden, wurde der Schlitz so dünn wie möglich ausgelegt. Aufgrund des Schlitzes unter dem Hitzdraht wird der Wärmetransport in die Struktur minimiert und ein verbessertes Signal-Rausch-Verhältnis erreicht. Für die Hitzdrahtmessung wurde ein 20-Kanal-CTA verwendet. Die Meßsignale wurden gefiltert, verstärkt, mit einem Meßdatenerfassungssystem zeitgleich aufgenommen und digitalisiert. Bei einer Abtastfrequenz von 10kHz betrugen die Meßzeiten ca. 800ms. Die Meßtechnik befand sich in einem Meßpod an der Unterseite des Handschuhs. Die Signalübertragung vom Handschuh zum Meßrechner im Flugzeug erfolgte über Lichtwellenleiter. Die Luftwerte und der Flugzustand wurden durch ein Flugdatenerfassungssystem ermittelt, das den dynamischen Druck, den statischen Druck, die Temperatur und sowie den Druckgradienten im Bereich des Sensors erfaßte. Der Flugzustand wurde so gewählt, daß die Sensoren in einem Bereich wachsender Instabilitäten mit kleiner Störampplitude lagen, d.h. ein schwacher positiver Druckgradient am Sensor.

Ergebnisse:

Die Flugversuche wurden in einem relativ engen Geschwindigkeitsbereich von 23m/s bis 25m/s durchgeführt. Das entspricht einer Reynoldszahl von ca. $1.2 \cdot 10^6$ an der Sensorposition.

In den Flugversuchen konnten natürliche Störungen in den linearen und nichtlinearen Stadien erfaßt werden. In der Abbildung 1 sind exemplarisch typische Zeitsignale über einen Meßbereich von 60ms dargestellt. Die Störungen tragen in kurzen Zeitabschnitten über spannwitige Bereiche von 50mm bis 100mm einen zweidimensionalen Charakter, der an der Phasengleichheit der TS-Wellenpakete zu erkennen ist ($z=200\text{mm}-240\text{mm}$, $t \approx 182\text{ms}$). Bei gleicher Spannweitenposition ($t \approx 225\text{ms}$) sieht man etwas später eine stärkere Amplitudenanfachung. An anderer Stelle ($z=100\text{mm}-140\text{mm}$, $t \approx 228\text{ms}$) ist ein Schrägläufen der Wellenpakete zu verzeichnen. Demzufolge treten hier dreidimensionale Störungen auf. Nur 60mm spannwitig versetzt liegt zum gleichen Zeitpunkt Phasengleichheit vor.

Auf der rechten Seite der Abbildung 1 wurde das Frequenz-Querwellen-Spektrum aus den Zeitsignalen über einen Zeitbereich von 400ms ermittelt. Der dunkle Bereich in dem Diagramm kennzeichnet das Auftreten von Amplituden großer Intensität. Ein Maximum der Amplitudenstärke liegt bei einer Frequenz von 600Hz-700Hz, der für den Handschuh typischen TS-Wellenfrequenz, die auch im Amplitudenspektrum ermittelt wurde. Die Querwellenzahl (k_z) entspricht dem Kehrwert der spannwitigen Störwellenlänge, die auf den doppelten Sensorabstand normiert wird. Eine unendliche Störwellenlänge (reine zweidimensionale Störung) wird durch k_z gleich Null wiedergegeben, während k_z gleich Eins einer Wellenlänge von 20mm entspricht.

Prinzipiell läßt sich der Schluß ziehen, daß natürliche TS-Instabilitäten von zeitlich und lokal begrenzten Ereignissen dominiert werden, jedoch kurzzeitig auch dreidimensionale Störentwicklungen auftreten können.

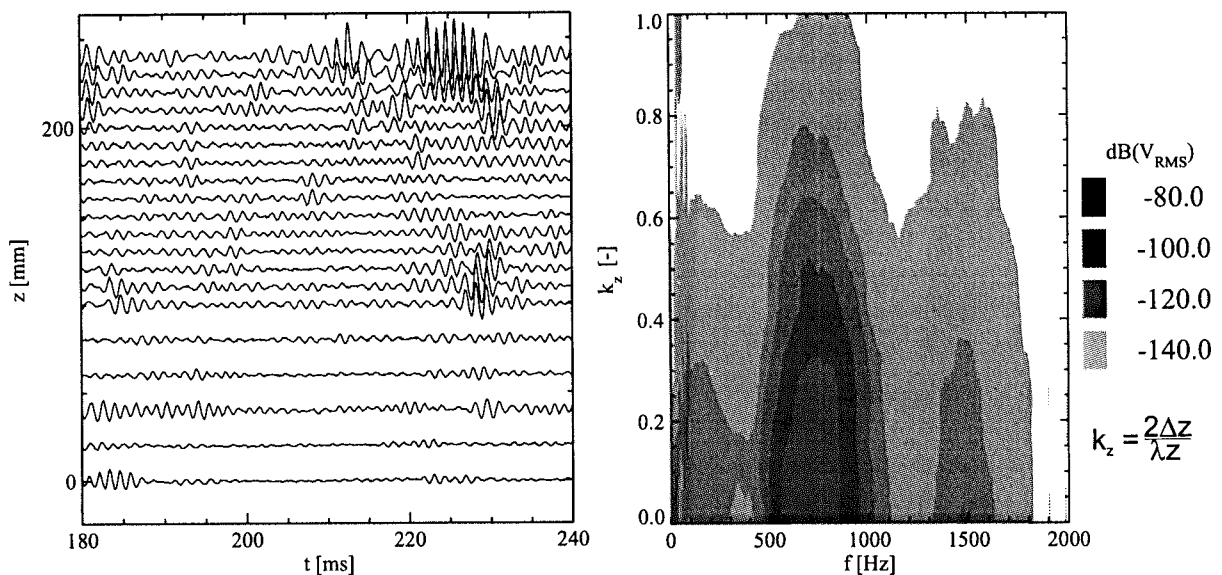


Abbildung 1: Zeitsignale und Frequenz-Querwellenspektrum natürlicher Störwellen

Weiteres Vorgehen:

- Kombiniertes Einsatz verschiedener Meßtechniken (Hitzdraht- und PVDF-Sensor-Arrays)
- Vergleich von Freiflug- und Windkanalmessungen (Stuttgarter Laminarwindkanal)
- Vergleichende und ergänzende Untersuchungen zur lokalen Rezeptivität mit DNS-Verfahren in Zusammenarbeit mit der Universität Stuttgart

Literatur:

- /1/ Gernhardt, St., Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung von TS-Instabilitäten am Tragflügel im Flugversuch mit Hilfe eines Wandhitzdrahtarrays, Diplomarbeit an der TU-Berlin, 1999
- /2/ Baumann, M., Aktive Dämpfung von TS-Instabilitäten in einer laminaren Flügelgrenzschicht, Dissertation an der TU-Berlin, 1999
- /3/ Abschlußbericht zum DFG-Hochschul-Verbundvorhaben, Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Freiflug, RWTH Aachen, TU-Berlin, Universität Erlangen, TU-Darmstadt, Universität Stuttgart

Datum: Berlin, den 13.10.99

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	Dr. G. Schrauf, R. Alewelt	
Institution	DaimlerChrysler Aerospace Airbus, EFV; ZARM, Universität Bremen	
Adresse	Hünefeldstraße 1-5 28199 Bremen Telefon: 0421 538 3232 Telefax: 0421 538 2910	Am Fallturm 28359 Bremen 0421 538 3406 0421 538 4486
Thema	Berechnung laminarer Grenzschichtströmungen für PSE-Verfahren	

Ausgangssituation

Im EUROTRANS Programm wurde die Stabilität von laminaren Grenzschichtströmungen mit linearen und nicht-linearen parabolischen Stabilitätsverfahren (PSE-Verfahren) untersucht. Da die PSE-Verfahren, im Gegensatz zu den klassischen Stabilitätsverfahren, sowohl die Aufdickung der Grenzschicht als auch ihre Entwicklung in Strömungsrichtung mitberücksichtigen, brauchen die PSE-Verfahren zusätzlich den, von der klassischen Stabilitätstheorie benötigten Grenzschichtprofilen, die Profile der normalen Geschwindigkeitskomponenten, deren Normalableitungen sowie die Ableitungen aller Geschwindigkeits- und Temperaturprofile in Strömungsrichtung. Im Rahmen des EUROTRANS Programmes wurde der zusätzliche Input zunächst über ein Postprocessing der Profile der klassischen Stabilitätstheorie gewonnen. Es zeigte sich jedoch, dass dieser Weg nicht zu Inputdaten mit hinreichender Genauigkeit führte.

Ziel

Genaue Berechnung der Geschwindigkeits- und Temperaturprofile von kompressiblen, konischen Grenzschichtströmungen sowie deren Normal- und Tangentialableitungen für die Stabilitätsanalyse mit PSE-Verfahren.

Lösungsweg

Besser als ein Postprocessing, das auf numerischer Differentiation der Geschwindigkeitsprofile beruht, ist es die benötigten Profile auf analytischem Wege zu erzeugen, indem man die Transformationen anwendet, die die physikalischen Koordinaten (x,y) in die Grenzschichtkoordinaten (ξ,η) überführen. Da dazu die Grenzschichtgleichungen im Detail betrachtet werden müssen, wird dabei gleichzeitig in Anlehnung an [1] eine neue Formulierung der Grenzschichtgleichungen eingeführt, die die Aufdickung der laminaren Grenzschicht besser berücksichtigt und damit die Berechnung der Ableitungen in Strömungsrichtung vereinfacht. Außerdem muß darauf geachtet werden, daß in allen Schritten, in denen Ableitungen in Strömungsrichtung berechnet werden, also, erstens, bei der Berechnung des lokalen Geschwindigkeitsgradienten am Grenzschichtrand aus der Druckverteilung, zweitens, bei der Diskretisierung der Differentialgleichungen in (ξ) -Richtung und, drittens, bei der Berechnung (ξ) -Ableitungen für die analytische Rücktransformation, dies in konsistenter Weise mit demselben Differenzenoperator geschieht.

Im Vortrag werden zwei numerische Lösungsverfahren vorgestellt. Das erste beruht auf der Methode der (quasi-simultanen invarianten Einbettung (quasi-simultaneous invariant imbedding) der konischen Grenzschichtgleichungen, deren einzelne Verfahrensteile, jeweils für sich gesehen, eine formale Genauigkeit vierter Ordnung besitzen. In der Anwendung stellt sich jedoch heraus, dass man für eine hinreichende Genauigkeit 300 bis 400 Punkte in Normalenrichtung benötigt, d.h. viel mehr Punkte als man für ein Verfahren vierter Ordnung erwartet. In der Tat wurde in [3] für eine inkompressible, zweidimensionale Grenzschichtströmung bewiesen, daß die Kombination der Verfahrensteile nur noch von zweiter Ordnung ist.

Um dennoch Genauigkeit vierter Ordnung zu erhalten, wurde daher ein zweiter Lösungsweg gewählt, der auf einer Hermite-Formel vierter Ordnung beruht [4], die auch von Malik [5] für die Lösung der kompressiblen Instabilitätsgleichungen angewandt wurde. Das durch diese Diskretisierung entstehende, nichtlineare Gleichungssystem wird mit einem Newtonverfahren gelöst.

Literatur:

- [1] H. P. Horton, H.-W. Stock, *Computation of compressible boundary layers on swept, tapered wings*. J. Aircraft 32, 1402-1405.
- [2] COCO, A Program to Compute Velocity and Temperature Profiles for Local and Nontotal Stability Analysis of Compressible, Conical Boundary Layers with Suction. ZARM Technik Report, November 1988.
- [3] H.B. Keller, M. Lentini, Invariant Imbedding, the Box Scheme, and an Equivalence Between Them. SIAM J. NUMER. ANAL. Vol 19, No. 5, 1982, pp. 942 - 962.
- [4] R. Zurmühl, *Praktische Mathematik für Ingenieure und Physiker* Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg/New York, 1965.
- [5] M.R. Malik, S. Chuang, M.Y. Hussairi, *Accurate Numerical Solution of Compressible, Linear Stability Equations* ZAMP, Vol. 33, March 1982, pp. 189-201.
- [6] R. Alewelt, *Einbau eines Newton-Verfahrens in ein bestehendes Grenzschichtverfahren*. ZARM Technik Report, in Vorbereitung.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr.-Ing. B. Stahl, W. Becker

Institution: DNW, 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

Thema: Modifizierung der Meßeinrichtung zur Messung aerodynamischer Beiwerte an 2D-Profilen am Kryo-Kanal Köln.

Ausgangssituation:

Die bisher am Kryo-Kanal vorhandene Einrichtung zur Messung an zweidimensionalen Profilen genügte insbesondere bei sehr hohen Reynoldszahlen nicht mehr den Anforderungen. Bislang wurden 2D-Modelle an der Decke der Meßstrecke für die Variation des Anstellwinkels befestigt und am Meßstreckenboden lediglich mit einem Zapfen gelagert. Bei sehr großen Windlasten kann man daher die Torsion des Modells und damit Einfluß auf die zweidimensionale Umströmung nicht mehr ausschließen. Des weiteren schränken Wandeffekte die Zweidimensionalität der Strömung in Spannweitenrichtung ein und sollten durch eine Einblasung von GN_2 an den Wänden reduziert werden. Der bisher zur Aufnahme von Profil-Nachläufen eingesetzte Sondenrechen erlaubt die Gesamtdruckmessung nur in einem Profilschnitt. Dieser Rechen wurde durch einen verstellbaren Sondenrechen ersetzt.

Ziel:

Die am Kryo-Kanal durchgeführten Modifikationen haben das Ziel bei aerodynamischen Untersuchungen an 2D-Profilen eine zweidimensionale Profilmströmung fast über die gesamte Spannweite zu gewährleisten. Für die Messung von Profilmachläufen wurde ein in zwei Ebenen traversierbarer Sondenrechen gefertigt, um einen großen Bereich des Strömungsfeldes abtasten zu können.

Lösungsweg:

Um die bei großen Anstellwinkeln nicht auszuschließende Torsion der Modelle zu verhindern, wurde ein zweiter Antrieb in den Boden der Meßstrecke (Modellsupport) montiert. Die Einstellung des Anstellwinkels erfolgt nun durch an den Profilen in Drehtellern synchron laufende Motoren. Beide Antriebe verfügen außerdem über eine Winkelmessung, die Winkeldifferenzen sofort erkennen läßt. Zur Feststellung des Modells bei jedem Anstellwinkel während der Messung besitzen beide Antriebe eine Bremse. Die kontinuierliche Winkelverstellung ist ebenfalls möglich.

Um unerwünschte Wandeffekte auf die Zweidimensionalität der Strömung zu reduzieren, wurde in beiden Drehtellern eine Einblasevorrichtung eingebaut. Sie erlaubt das tangential Einblasen von trockener Luft oder GN_2 in die Grenzschicht der Meßstreckenwände. Eingeblassen wird an jedem Profilen durch 2 Schlitze der Breite 1mm und der Länge 470mm. Ein Schlitz ist vor dem Profil angebracht, der zweite im Bereich der Klappen.

Die zur Messung von Profilmachläufen in den 2D-Support montierte Sondentraversiereinrichtung erlaubt Bewegungen in vertikaler Richtung vom Boden bis zur Kanalachse und in horizon-

taler Richtung über die Supportbreite. Der unter kryogenen Bedingungen bereits eingesetzte Rechen besitzt 58 Sonden zur Gesamtdruckmessung und kann während der Aufnahme von Polaren dem Modell-Nachlauf gegebenenfalls nachgeführt werden.

Ergebnis:

Bild 1 zeigt schematisch die modifizierte Meßeinrichtung am KKK zur Messung an 2D-Profilen. Die mit dieser Meßtechnik gemessene spannwitige Druckverteilung an einem Airbus Profil ist in Bild 2 dargestellt. Die Druckverteilung wurde bei $Ma=0.2$ und 30% Profiltiefe gemessen. Es ist zu erkennen, dass die Grenzschichteinblasung die zweidimensionale Umströmung des Profils wesentlich verbessert.

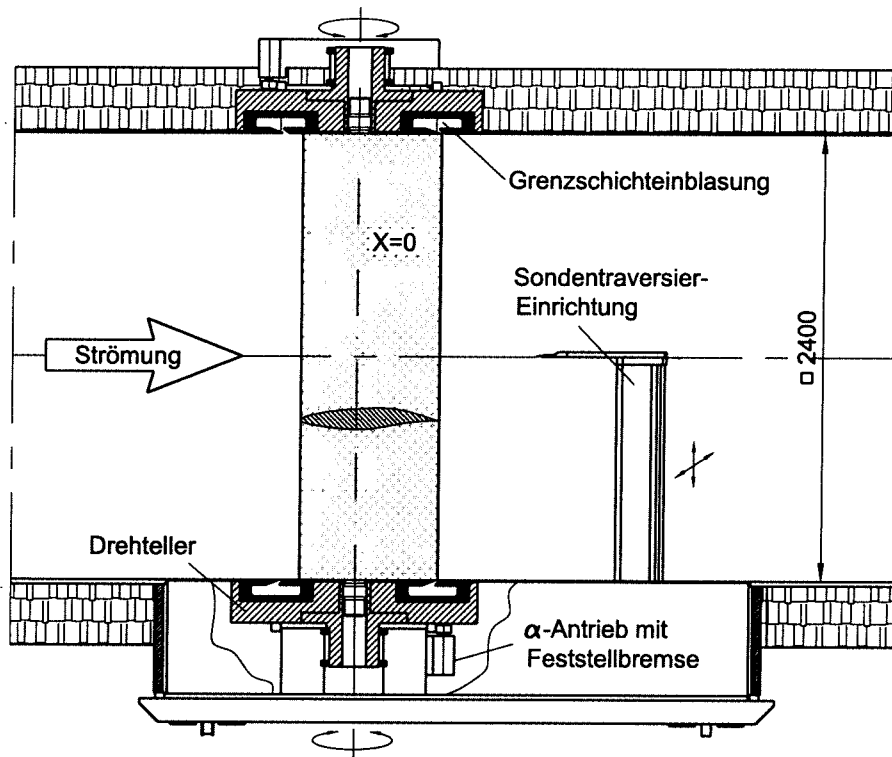


Bild 1: Meßeinrichtung am Kryo-Kanal zur Messung aerodynamischer Beiwerte an 2D-Profilen.

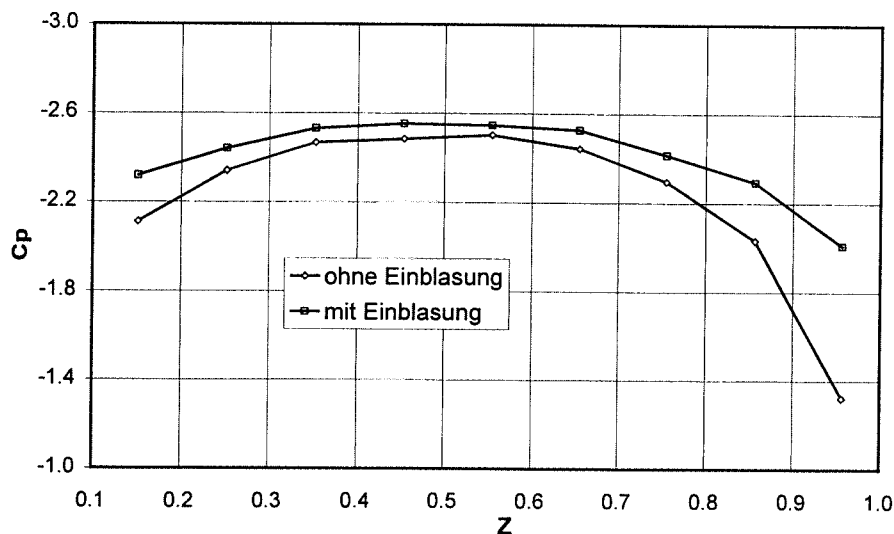


Bild 2: Einfluß der Grenzschichteinblasung auf die spannwitige Druckverteilung eines Airbus Profils bei 30% Profiltiefe.

Datum: 27. Oktober 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln/ Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Christian 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)–685–3443 Telefax: (0711)–685–3438 e-mail: stemmer@iag.uni-stuttgart.de
weitere Partner	Dipl.-Ing. I. Pelzer, Prof. W. Nitsche (TU Berlin)	
Thema	Klebanoff Moden und Längswirbel in einer Blasius–Grenzschicht	
Ausgangssituation	In einer Blasiusgrenzschicht wurden beim "schrägen" Umschlag, ausgelöst durch ein symmetrisches Paar schräglaufer Wellen, hohe Anfachungsraten für eine stationäre Störung hervorgerufen durch nichtlineare Interaktion der schräglaufernden Wellen, festgestellt.	
Ziel	Die Ursache der starken Anfachungsraten stationärer Störungen soll identifiziert werden. Unterschiede zu Längswirbeln, wie sie aus Resonanzszenarien z.B. des <i>K–Typ</i> Umschlags bekannt sind, sollen untersucht werden.	
Lösungsweg	Mit Hilfe von Direkten Numerischen Simulation der kompletten, dreidimensionalen, instationären Navier–Stokes Gleichungen werden stationäre und instationäre Störungen untersucht. Der stationären, inkompressiblen Blasius–Grundströmung wird eine dreidimensionale, instationäre Störströmung überlagert. Das verwendete numerische Verfahren ist vierter Ordnung genau in Raum und Zeit. Periodische Randbedingungen in spannweitischer Richtung werden durch einen Fourier–Ansatz ausgenutzt. Im quaderförmigen Integrationsgebiet, das auf einer ebenen Platte aufliegt, können stationäre wie instationäre Störungen durch Ausblasen und Absaugen an der Wand eingebracht werden.	
Ergebnis	Bei der Anregung der Blasius–Grenzschicht stromab des Instabilitätsgebietes (Lineare Stabilitätstheorie, LST, 2–D Störungen) ergibt sich für das schräglaufernde Wellenpaar $(1, \pm 1)$ ein neutrales Amplitudenverhalten, was den LST–Voraussagen widerspricht (Symbole; Bild 1; Modenbezeichnung (h, k) – h – Vielfache der Grundkreisfrequenz $\beta = \beta \cdot L / U_\infty = 9.45$, $L = 0,065m$, $U_\infty = 38,9 \text{ m/s}$; k – Vielfache der Grundquerwellenzahl $\gamma = \gamma \cdot L = 3,3$). Bei der Betrachtung aller sonstigen Moden sticht die nichtlinear generierte, stationäre Mode $(0, 2)$ heraus. Sie wächst um mehr als 2 Größenordnungen, obwohl die generierende Mode $(1, \pm 1)$ nicht anwächst. In einem Strömungsquerschnitt ($x = 6.5$; Bild 3) erkennt man, dass die stationäre Mode $(0, 2)$ keine wirbelartige Bewegung darstellt, sondern eine sog. Klebanoff–Mode mit $v, w \ll u$ ist. Deshalb ist in diesem Fall von einem Längswirbel nicht zu sprechen. Das Verhalten der Klebanoff–Mode ist abhängig von der lokalen Reynoldszahl, der Art der Anregung (z.B. an der Wand), der Länge der Anregung in Stromabrichtung, der Querwellenzahl γ, etc. Wird die Mode $(0, 2)$ durch stationäres Absaugen und Ausblasen an der Wand allein erzeugt, so stellt sich ebenfalls die Klebanoff–Mode ein, die stromab eventuell Wachstum zeigen kann (Bild 5, $x > 8,5$). Wird ein klassisches <i>K–Typ</i> Umschlagsszenario betrachtet, bei dem die stationäre Mode $(0, 1)$ nichtlinear durch die gestörten Moden $(1, 0)$ und $(1, \pm 1)$ erzeugt wird, so erkennt man, dass die stationäre Mode $(0, 1)$ ebenfalls stark anwächst, aber die generierenden Moden nicht übertrifft (Bild 2). In der Darstellung der Geschwindigkeiten in einem Schnitt quer zur Strömungsrichtung (Bild 4) wird deutlich, dass es sich hier um einen Wirbel handelt und die Bezeichnung Längswirbel gerechtfertigt ist.	

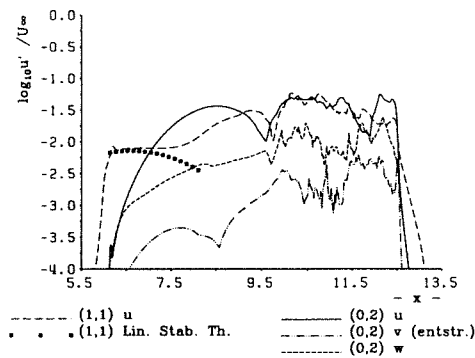


Bild 1: Amplitudenverlauf (max. über y) bei Störung mit $(1, \pm 1)$

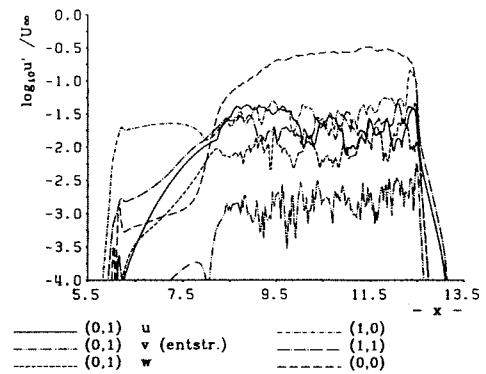


Bild 2: Amplitudenverlauf (max. über y) bei Störung mit $(1, \pm 1) + (1, 0)$

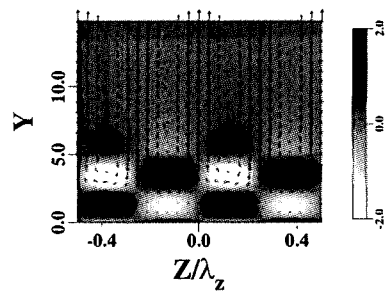


Bild 3: $v-w$ als Vektor, ω_x in Farbe von $(0, 2)$ bei Störung mit $(1, \pm 1)$

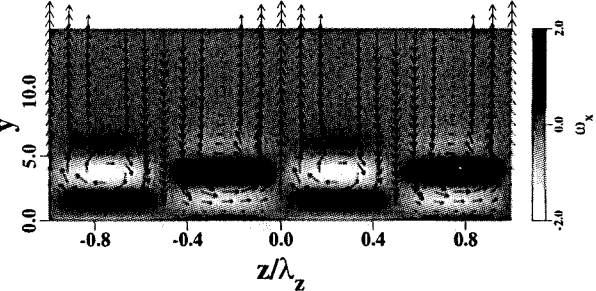


Bild 4: $v-w$ als Vektor, ω_x in Farbe von $(0, 1)$ bei Störung mit $(1, \pm 1) + (1, 0)$

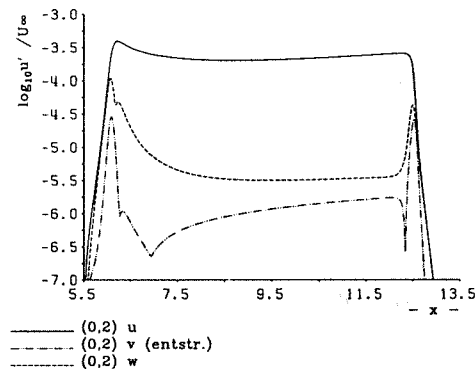


Bild 5: Amplitudenverlauf (max. über y) bei Störung mit $(0, 2)$

Literatur

C. Stemmer, J. Suttan, M. Kloker, W. Nitsche, Point-source induced transition in free flight, In: W. Nitsche, R. Hilbig, eds., *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol. 72. Vieweg Verlag, 1999, pp. 458–465.

C. Stemmer, M. Kloker, S. Wagner, Navier–Stokes Simulation of a Harmonic Point Source Disturbance in an Airfoil Boundary Layer, *AIAA J.*, to be published

weiteres Vorgehen

Das Verhalten der stationären Moden soll weiter untersucht werden in ihrer Rolle in resonanten Umschlagsszenarien.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis
Ansprechpartner Dr. H.W. Stock
Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik
Adresse Lilienthalplatz 7 **Telefon:** 0531/2952816
38108 Braunschweig **Telefax:** 0531/2952320
Thema Navier-Stokes Berechnungen von Laminarprofilen mit gekoppeltem e^N Verfahren zur Transitionsvorhersage

Ausgangssituation

Zum Entwurf von Laminarprofilen wurden bisher gekoppelte Verfahren - reibungsfreie Strömung (Panel-, Full Potential- und Euler Methoden) und Grenzschichtströmung - eingesetzt. Die Transitionslage wurde mit dem e^N Verfahren bestimmt.

Ziel

Einsatz von Navier-Stokes Verfahren gekoppelt mit der e^N Methode zur Berechnung von Laminarprofilen

Lösungsweg

A. Navier-Stokes Daten in Grenzschichtqualität zur Analyse mit der e^N Methode¹ erzeugen

- Bestimmung der Grenzschichtdicke im laminaren und turbulenten Bereich^{2,3}
- Erzeugung viskos adaptierter Rechennetze²

B. Iterative Kopplung des Navier-Stokes Verfahrens mit der e^N Methode

Ergebnis

Im Rahmen des BRITE/EURAM Programmes EUROTRANS wurde eine Navier-Stokes Methode⁴ mit einem linearen Stabilitätsverfahren¹ (e^N Methode) zur Berechnung der Transition an Tragflügelprofilen erfolgreich gekoppelt. Bild 1 zeigt die Auftriebs- und Widerstandspolaren für das DoA13 Laminarprofil. Die Messungen wurden im TWB⁵ durchgeführt. Die gestrichelte Linie in Bild 1 beschreibt die Berechnungsergebnisse für fixierte Transition im Ablösepunkt der laminaren Grenzschicht auf Ober- und Unterseite des Profiles. In der Anfangsrechnung war kein Übergangsbereich zwischen der laminaren und turbulenten Grenzschichtströmung vorgesehen (Punkttransition). Der Maximalauftrieb ist in guter Übereinstimmung mit der Messung ebenso wie der Minimalwiderstand. Der Wert $dc_L/d\alpha$ ist deutlich zu groß. Der Grund hierfür liegt in dem zu großen Öffnungsverhältnis der geschlitzten Wände des TWB⁶. Der Widerstand, im besonderen der Minimalwiderstand, wird durch die Rechnung sehr gut wiedergegeben, abgesehen von der Tatsache, daß die Grösse der Laminardelle deutlich zu groß ist. Der Grenzwert des N Faktors der e^N Methode wurde mit $N=6$ für den TWB festgelegt⁷. Die Rechnungen mit diesem Grenzwert und mit Berücksichtigung einer transitionellen Laufstrecke zeigen eine gute Übereinstimmung der Laminardellengrösse mit der Messung.

AG STAB / 1999

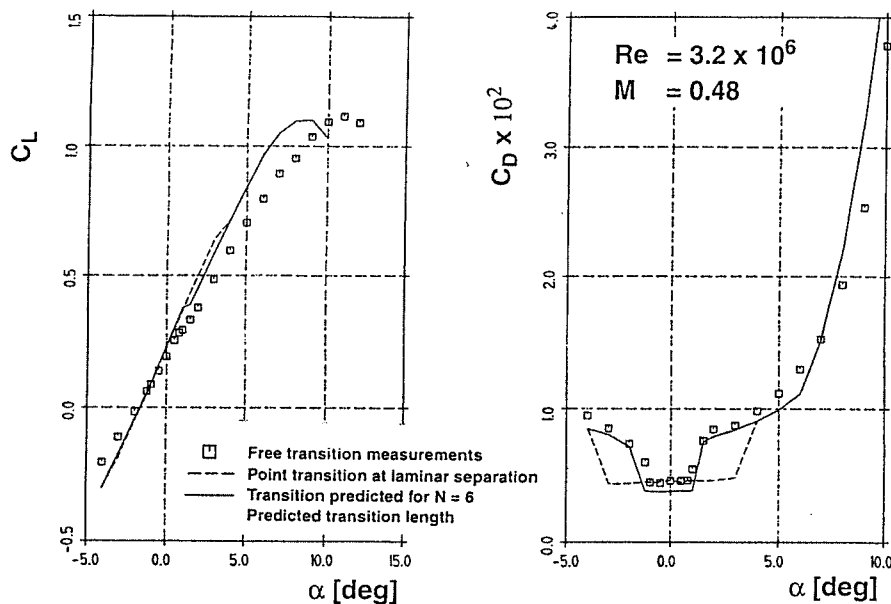


Bild 1 Gemessene Auftriebs- und Widerstandspolare im Vergleich mit Rechnungen

Literatur

- [1] Schrauf, G., "An Efficient Solver of the Eigenvalue Problem of the Linear-Stability Equations for Three-Dimensional, Compressible Boundary Layer Flows," 6th DGLR-Fach-Symposium (Strömungen mit Ablösung), 8-9.11.1988, Braunschweig, DGLR-REP. 88-05, pp. 18-27
- [2] Stock, H.W., Haase, W., "Feasibility Study of eN Transition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils," *AIAA J.*, Vol. 37, No. 10, 1999, pp. 1187-1196
- [3] Stock, H.W., Haase, W., "Determination of Length Scales in Algebraic Turbulence Models for Navier-Stokes Methods," *AIAA J.*, Vol. 27, No. 1, 1989, pp. 5-14
- [4] Haase, W., "EUROVAL - A European Initiative on Validation of CF Codes," *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, 42, p. 82-87, Vieweg Verlag (1992)
- [5] Müller, R., Puffert-Meißner, W. and Lück, H., "Messungen am Laminarprofil DoA13 im Transsonischen Windkanal Braunschweig (TWB)," *DLR-Interner Bericht*, DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig, Germany, Rept. IB 129-87/9, 1987
- [6] Anon., "Two-Dimensional Transonic Testing Methods," *Final Report Garteur Action Group AD (AG-02)*, National Aerospace Laboratory NLR, The Netherlands, 1981, Rep. NLR TR 83086 L
- [7] Köster, H., Müller, R., "Bestimmung des N-Faktors im Transsonischen Windkanal Braunschweig (TWB) anhand von Druckverteilungs- und Umschlagspunktmessungen und dem Sally-Verfahren," 6th DGLR-Fach-Symposium (Strömungen mit Ablösung), 8-9.11.1988, Braunschweig, DGLR-REP. 88-05, pp. 66-77

Weiteres Vorgehen

Es ist geplant diese Vorgehensweise für dreidimensionale Flügel zu erweitern.

AG STAB / 1999

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner:

D. Sturzebecher, W. Nitsche

Institution:

TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse:

Sekr. F2, Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: 030 314 – 25438

Fax: 030 314 – 22955

e-mail: Dirk.Sturzebecher@ILR.TU-Berlin.DE

weitere Partner:

DFG-Verbund Schwerpunktprogramm „Transition“
Themenkreis III „Transitionsbeeinflussung“

Thema:

Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an einem ungefeilten Tragflügel.

Ausgangssituation

Natürliche Tollmien-Schlichting(TS)-Instabilitäten lassen sich auf Grund ihres harmonischen Charakters mit einer geeigneten Gegenstörung so überlagern, daß sie ausgelöscht bzw. minimiert werden. Die Reduktion der Stör-Amplitude führt zu einer Stromabverlagerung der Anfachung und der damit verbundenen laminar-turbulenten Transition. In den vorangegangenen Arbeiten (Baumann /1/) wurden erfolgreich natürliche TS-Wellen mit Hilfe eines Sensor-Aktuatorsystems gedämpft. Dabei wird die TS-Störung stromauf des Aktuators am Referenzsensor erfaßt. Ein digitaler Signalprozessor (DSP) errechnet daraus ein geeignetes Aktuatorsignal, so daß am Fehlersensor stromab des Aktuators nur noch minimale Störungen verbleiben. Mit einer derartigen Wellensuperposition (Active Wave Control - AWC) konnten im Versuch an einem ungefeilten Tragflügel natürliche TS-Störungen um ca. 90% gedämpft werden.

Ziel

Nennenswerte Vergrößerungen der laminaren Laufstrecke an Tragflügeln künftiger Verkehrsflugzeuge sind jedoch erst durch mehrfach stromab kaskadierte Sensor-Aktuatorsysteme zu erzielen. Andererseits ist auch in Spannweitenrichtung mit einer Variation der Störungen hinsichtlich ihrer Phasenlagen, Amplituden bzw. Instabilitätsfrequenzen zu rechnen. Daher wird am Institut für Luft- und Raumfahrt an einem System gearbeitet, das in der Lage ist mehrere Regelkreise simultan zu betreiben.

Lösungsweg

Die Anwendung des sogenannten filtered-x-LMS-Algorithmus auf einem Floating Point Prozessor hat sich bewährt, so daß dieser Weg auch weiterhin verfolgt wird. Der Algorithmus, der in ähnlicher Form ursprünglich in der aktiven Schalldämpfung eingesetzt wurde /2/, basiert auf einer kontinuierlichen Nachbildung der FIR-Übertragungsfunktion (FIR - finite impulse response) zwischen dem Referenzsensor und dem Aktuator.

Für die Anwendung in Mehrfachsystemen war eine Weiterentwicklung hinsichtlich einer Vervielfachung der Eingang- und Ausgangsperipherie notwendig. Der verwendete Signalprozessor Sharc ADSP-21060 wurde um ein Interface erweitert, so daß der Prozessor auf einen 16-Kanal-A/D-Wandler (16 bit) sowie auf einen 16-Kanal-D/A-Wandler (12 bit) zugreifen kann. Mit diesem System können derzeit simultan 8 filtered-x-LMS Algorithmen ausgeführt werden.

Zwischenergebnisse

Erste Experimente mit dem weiterentwickelten DSP wurden am Versuchsflügel NACA 0008 mod. ($c=1,3m$) bei Strömungsgeschwindigkeiten von $U_\infty=17m/s$ durchgeführt. Am derzeitigen Sensor-Aktuatorsystem werden jeweils 8 spannweitig angeordneten Referenz- sowie Fehlersensoren (Oberflächenhitzdrähte mit $\Delta z=14mm$) verwendet. Ein 3D-Schlitzakuator mit spannweitig separierten Druckkammern ($\Delta z=14mm$) unterhalb des Schlitzes sorgt für die Einkopplung der wandnormal pulsierenden Gegenstörung. In der Abbildung 1 sind die Zeitschriebe des Fehlersensor-Arrays für den Fall einer nichtlinear angeregten Grenzschicht a) dargestellt. Bild b) zeigt die Störungsdämpfung mit einem reinen 2D-Sensor-Aktuatorsystem während Bild c) die Zeitschriebe des Arrays bei Anwendung der Mehrfachregelung darstellt. Der Gewinn an Dämpfung bei einem Mehrfachsystem gegenüber einer 2D-Regelung beträgt in dieser zweidimensional dominierten Grenzschicht ca. Faktor 1,5.

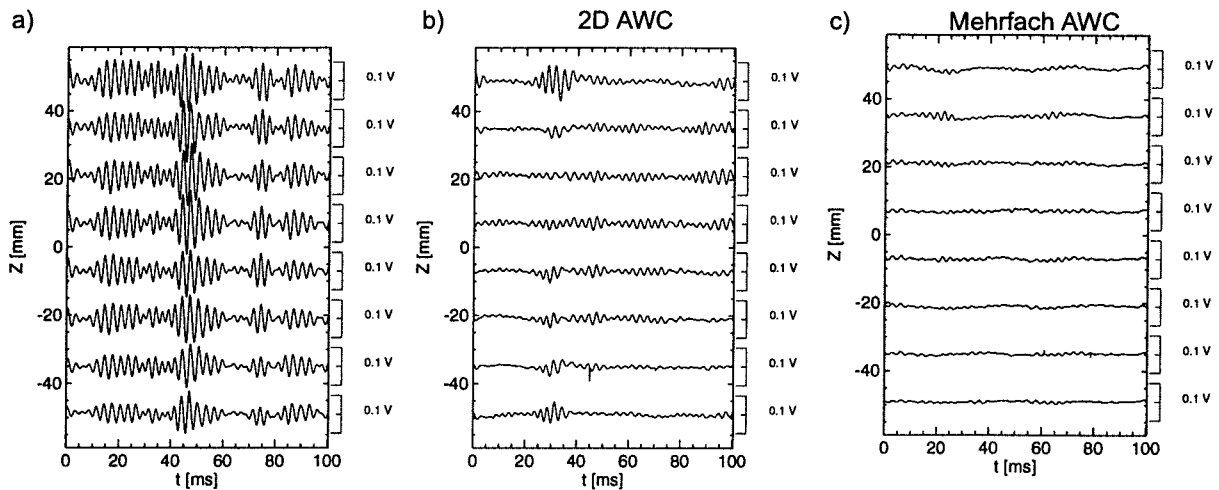


Abbildung 1: Zeitschriebe des Fehlersensor-Arrays bei nichtlinear angeregter Grenzschicht

Um die Leistungsfähigkeit des Mehrfachsystems bei 3D-Störungen zu untersuchen, wurden monofrequente schräglaufige Wellen künstlich in die Flügelgrenzschicht eingekoppelt (Abbildung 2). Das Einstellen einer spannweiten Wellenlänge von ca. 100mm führt hier zu einem Versagen des 2D-Systems (Bild b)), da die Störungen am Fehlersensor-Array, welches sich ebenfalls über ca. 100mm erstreckt, zu 0 aufsummiert werden. Erst bei diesen Schräglaufwinkeln (ca. $10\text{-}15^\circ$) ist eine deutliche Steigerung eines Mehrfachsystems (Bild c)) gegenüber einem 2D-System zu verzeichnen.

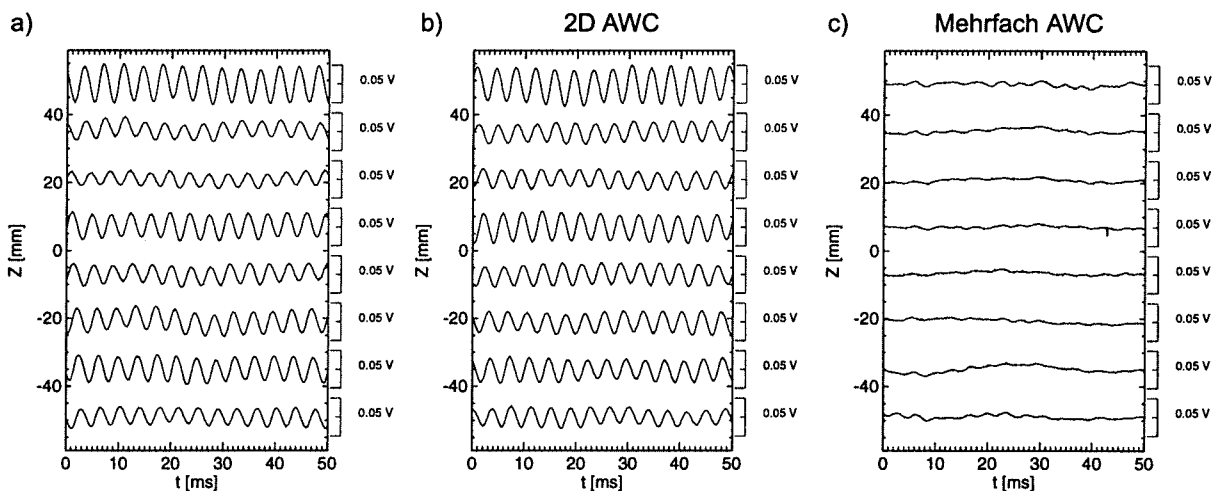


Abbildung 2: Zeitschriebe des Fehlersensor-Arrays bei künstlicher Anfachung mit einer schräglaufigen Welle

Weiteres Vorgehen

Weitere Arbeiten innerhalb des von der DFG geförderten Projektes werden den Einsatz eines Mehrfachsystems in einem stromab kaskadierten System beinhalten.

Von besonderen Interesse ist die gegenseitige Interaktion der einzelnen Regelkreise in stromab oder spannweitig kaskadierten Anordnungen. Gegebenenfalls werden diese Interaktionen in den Regelalgorithmen zu berücksichtigen sein.

Die Entwicklung und Erprobung praxistauglicher Sensoren bzw. Aktuatoren (Schwingmembranen etc.) ist ebenfalls geplant.

Literatur

- /1/ Baumann, M. (1999):
Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Wellen in einer Flügelgrenzschicht.
Dissertation an der Technischen Universität Berlin
- /2/ Elliot, S.J., Nelson, P.A.: Active Noise Control. IEEE Signal Processing Magazine
October 1993, pp. 12-35

Datum:

Berlin, Oktober 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen
Fachkreis

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

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 (siehe STAB-Bericht '98). 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 früheren Untersuchungen wurde zunächst die nichtlineare Entwicklung von Paketen stationärer Wirbel (Moden (0,1) - (0,4)) untersucht. Dabei stellten sich stationäre Sättigungszustände auf hohem Amplitudenniveau ein, die mit dem zeitgenauen numerischen Verfahren berechnet werden konnten (siehe STAB-Bericht '98). Allein schon dieses Verhalten schließt praktisch eine zur Zeit diskutierte absolute Instabilität der wirbeldeformierten Strömung hinsichtlich hochfrequenter instationärer Störungen aus, da solche Störungen aus dem unvermeidbaren numerischen Hintergrundrauschen zeitlich anwachsen könnten. Zur weiteren Klärung dieser wichtigen Frage wurde zum einen ein dominantes Wirbelpaket zusammen mit einem monofrequenten (1.5-mal die angefachteste Frequenz) Wellenpaket angeregt (bei $x = 0.7$). In diesem Fall werden die hochfrequenten Störungen aus den primären nichtlinear generiert und wachsen an, sobald die y - bzw. z -Gradienten in der

zeitlich gemittelten Strömung groß genug sind, und führen schlagartig zur Transition bei $x = 2.7$ (Bild 1). Im Wachstumsbereich fallen die Amplituden aber trotzdem monoton mit der Frequenz ab, da die Hochfrequenzmoden von einem niedrigerem Ausgangsniveau starten. Im zweiten Fall wurde dem stationären Wirbelpaket (angeregt bei $x = 0.7$) bei $x = 2.0$ ein multifrequentes Hintergrundrauschen überlagert, d.h. alle instationären Störungen wurden auf gleichem, niedrigerem Niveau angeboten. Auch in diesem Fall wuchsen hochfrequente Störungen ($h=13-17$) sehr stark an, übertreffen nun aber die niedrigen Frequenzen deutlich, da das Ausgangsniveau für alle Frequenzen ähnlich ist (Bild 2). Wird die Anregung der Hintergrundstörungen abgeschaltet, so werden die Störungen stromab konvektiert und schwimmen mit der Zeit aus dem Integrationsgebiet heraus (Bild 3). Die sichtbaren verbleibenden Amplituden resultieren aus der Fourieranalyse der nicht vollständig stationären, deformierten Grundströmung (ca. 5 Größenordnungen zwischen Wirbelpaket und verbleibenden instationären Moden). Dies ist ein eindeutiger Beweis dafür, dass es sich bei der sekundären Hochfrequenz-Instabilität um eine konvektive, und nicht um eine absolute Instabilität handelt.

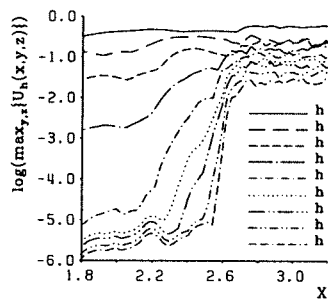


Bild 1: Wirbelpaket + primäres Wellenpaket (dargestellt ist für jede Frequenz das Amplitudenmaximum über y und z)

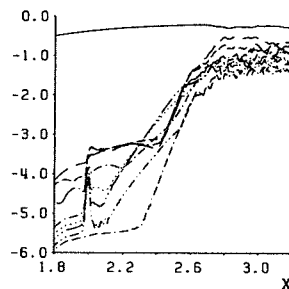


Bild 2: Wirbelpaket + "Hintergrundrauschen"

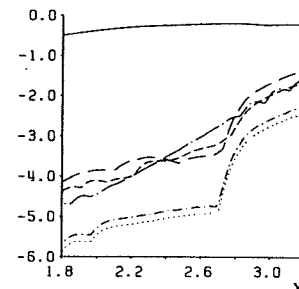


Bild 3: Abschalten des "Hintergrundrauschens" (Die Störungen sind zu diesem Zeitpunkt noch nicht vollständig aus dem Integrationsgebiet stromab konvektiert worden)

Außerdem wurde in weiteren Simulationen die nichtlineare Entwicklung monofrequenter Pakete harmonischer Wellen für verschieden Grundfrequenzen untersucht. Dabei stellt sich für höhere Frequenzen (1.5-fache der angefachtesten Frequenz) auch ohne die Beteiligung von stationären Längswirbeln Transition ein, wohingegen sich für eine niedrige Frequenz (Faktor 4 kleiner) zunächst nur ein nichtlinearer Sättigungszustand, aber keine Transition einstellt.

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.
- [2] Wassermann, P.; Kloker, M.: DNS-Investigations of the Development and Control of Crossflow Vortices in a 3-D Boundary-Layer Flow. In H. Fasel, W. Saric (eds.): *Laminar-Turbulent Transition*. IUTAM Symposium Sedona, Az./USA 1999, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, New York.

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 die Rezeptivität einer Strömung über eine ebene Platte mit einer kleinen lokalen Wandrauigkeit gegenüber einer Schallstörung in der Anströmung. Das hierzu verwendete Verfahren basiert auf der Wirbelstärke-Geschwindigkeits-Formulierung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen. Die Diskretisierung erfolgt in wandparalleler (x) und wandnormaler (y) Richtung mit Hilfe Finiter Differenzen 4.Ordnung. In Spannweitenrichtung (z) wird ein Spektralansatz verwendet. Die Zeitintegration erfolgt mit Hilfe eines Runge-Kutta Verfahrens 4.Ordnung. Die kleine Wandrauigkeit wird innerhalb des äquidistanten Gitters modelliert durch eine Extrapolation der Geschwindigkeiten u und v an der untersten Gitterlinie aus den Geschwindigkeiten im Feld, so daß an der Kontur der Rauigkeit, die sich zwischen den Gitterpunkten befindet, die Haftbedingung erfüllt ist. Zur Extrapolation der Geschwindigkeiten wird aus Gründen der Konsistenz zu den verwendeten Finiten Differenzen ein Polynomansatz 5.Ordnung verwendet. Die als äußere Störung eingebrachte Schallwelle wird dargestellt durch die analytische Lösung des 2. Stokes'schen Problems.

Ergebnis

In der DNS wurden 3-dimensionale Rauigkeitselemente untersucht, die genau eine TS-Welle mit einem definierten Schräglaufwinkel erzeugen. Zur Bestimmung der sogenannten 'komplexen Rezeptivitätsfunktion' wurde die Anfangsamplitude der generierten Welle auf die Amplitude der Schallwelle, sowie die Amplitude, die aus einer Fourieranalyse der Form der Rauigkeit in Strömungs- und Spannweitenrichtung für die entsprechende Wellenzahl resultiert, bezogen. Analog hierzu wurde die Phase der komplexen Rezeptivitätsfunktion ermittelt.

Bild 1 und 2 zeigen einen Vergleich der aus der DNS ermittelten Amplitude und Phase der komplexen Rezeptivitätsfunktion mit am Laminarwindkanal des IAG experimentell ermittelten Werten für eine Schallfrequenz von 1088 Hz. Aufgetragen ist die Amplitude bzw. Phase der Rezeptivitätsfunktion über dem Schräglaufwinkel. Die Symbole stellen die Ergebnisse der DNS für diskrete Schräglaufwinkel dar, die Kurven zeigen die experimentellen Ergebnisse. Es zeigt sich eine sehr gute Übereinstimmung zwischen der DNS und dem Experiment. Die Rezeptivität ist im untersuchten Fall für 2-dimensionale Rauigkeitselemente am geringsten und nimmt mit dem Schräglaufwinkel zu.

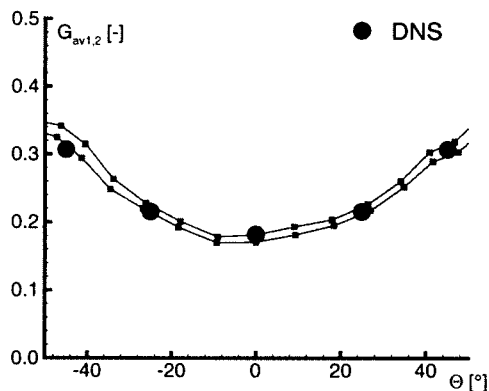


Bild 1: Amplitude der komplexen Rezeptivitätsfunktion für $f=1088$ Hz

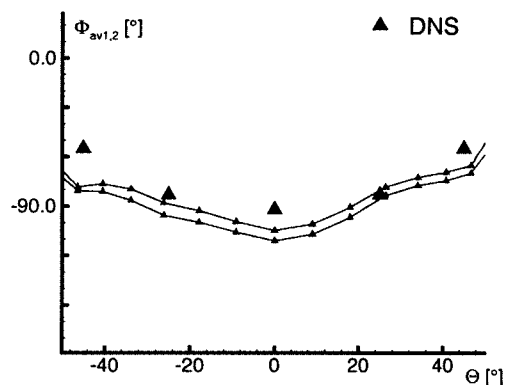


Bild 2: Phase der komplexen Rezeptivitätsfunktion für $f=1088$ Hz

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., Wörner, A., Rist, U., Wagner, S. and Kachanov, Y. S. (1999): **Study of 3D Wall Roughness Acoustic Receptivity on an Airfoil.** Proc. of the IUTAM-Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Sedona, AZ, USA, 13.-17. Sept. 1999

weiteres Vorgehen

Die Modellierung der Rauigkeit soll so erweitert werden, daß damit auch höhere Wandrauigkeiten dargestellt werden können. Ausserdem soll die Rezeptivität der laminaren Grenzschicht gegenüber Wirbelstärkestörungen untersucht werden. Hierzu muß eine möglichst wirklichkeitsnahe numerische Modellierung für Wirbelstärkestörungen in der Anströmung gefunden werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Carsten Brodbeck

Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: 0241/80-5433

Telefax: 0241/8888-257

e-mail: carstenb@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: -

Thema:

Entwicklung eines hybriden (strukturiert/unstrukturierten) Strömungslösers

Ausgangssituation:

- strukturierter Strömungslöser:
implizit/explicit, Multigrid, zentral/FDS/AUSM, Turbulenzmodelle
(Baldwin-Lomax, Spalart-Almaras, k-e-Modell, LES), blockstrukturiert (parallel)
- unstrukturierter Strömungslöser:
explizit (Runge-Kutta), zentral, AUSM (geplant)

Ziel:

Simulation einer vereinfachten Stufentrennung des zweistufigen Raumtransporters ELAC

Lösungsweg:

- Aufteilung des Strömungsfeldes in strukturierten (Grenzschicht, Nachlauf) und unstrukturierten (restliches Integrationsgebiet) Bereich, 2 verschiedene Löser bearbeiten diese Gebiete.
- Ein überlappender Bereich (2-3 Zellreihen) der strukturierten Gitters wird vom unstrukturierten Bereich trianguliert, in diesem Bereich werden je nach Verfahren die konservativen Variablen ausgetauscht.
- Die Kopplung (Austausch) erfolgt mittels einer Message-Passing Library, in diesem Fall PVM (Parallel Virtual Machine) oder MPI (Message Passing Interface), wodurch zusätzlich eine blockweise Parallelisierung erreicht wird.
- Adaption des unstrukturierten Gitters zur Auflösung der Stoßstruktur.
- Angestrebt wird eine möglichst gleiche Berechnung der Flüsse in beiden Verfahren, soweit dies aufgrund der unterschiedlichen Diskretisierungen möglich ist, um eine globale Flußerhaltung zu gewährleisten.

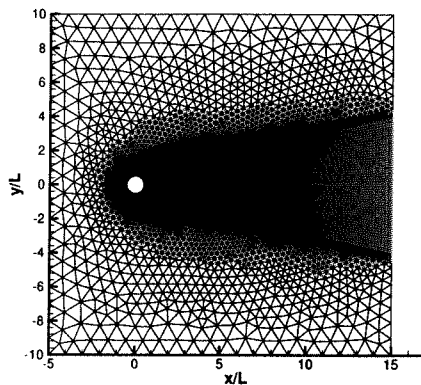
Ergebnis:

Kreiszyylinderumströmung:

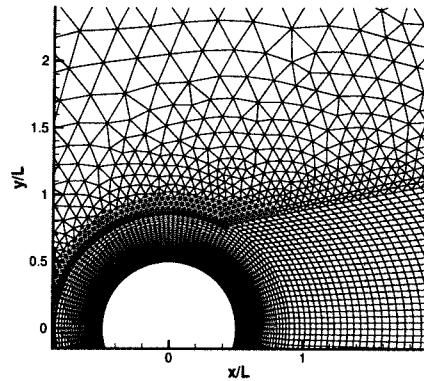
$Ma=0.3$, $Re=100$

3 Blöcke = 2 strukturierte Blöcke + 1 unstrukturierter Block

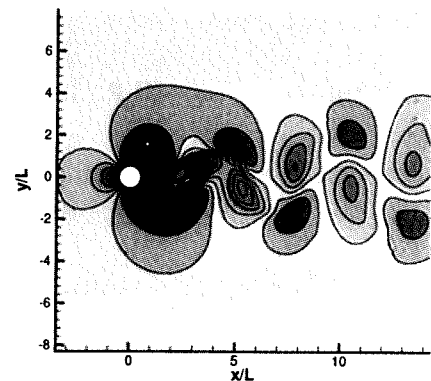
Gitter



Gitterausschnitt



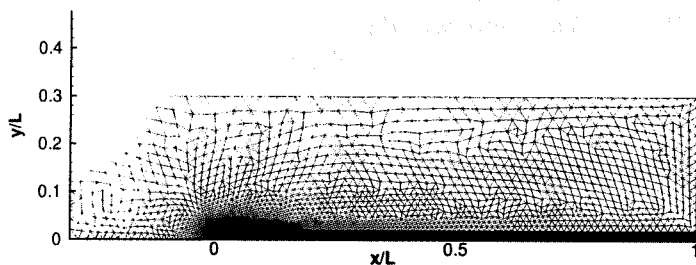
Machzahl



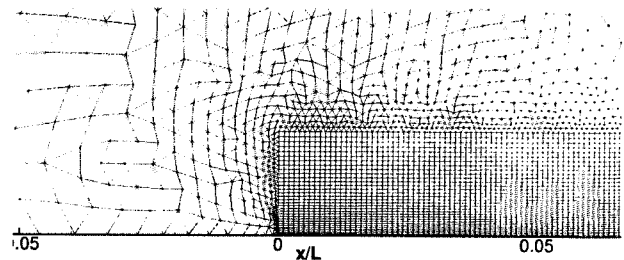
Ebene Platte:

$Ma=0.5$, $Re=10^5$

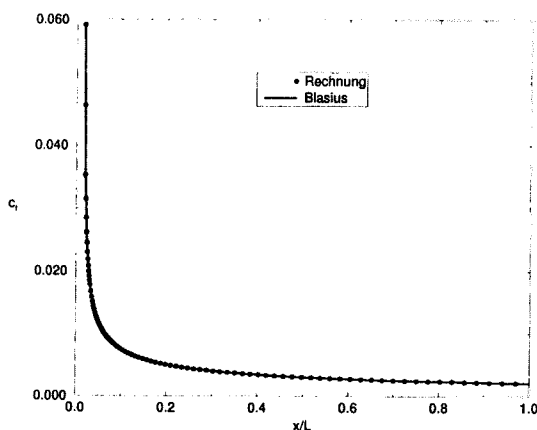
2 Blöcke = 1 strukturierter + 1 unstrukturierter Block



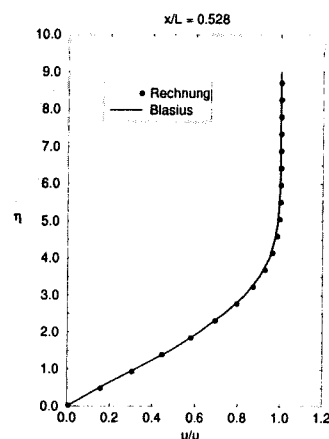
Gitterausschnitt



Reibungsbeiwert



Geschwindigkeit



weiteres Vorgehen:

- Implementierung eines AUSM-Verfahrens in den unstrukturierten Löser
- Testrechnungen im Über- und Hyperschall
- Auswahl eines adaptiven Gittergenerators
- Erweiterung, falls noch nicht vorhanden, auf 3D
- weitere Testrechnungen zur Validierung (Rampe, einfallender Stoß)
- vereinfachte Stufentrennung eines zweistufigen Raumtransporters ELAC

Datum:

12. Oktober 1999

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. S. Brück, P. Giese, M. Orlowski

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417
Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Aerospatiale Matra Lanceurs, European Space Agency

Thema Analyse der Strömung um die Atmospheric Reentry Demonstrator Kapsel
im Hyperschallbereich

Ausgangssituation

Die europäische Raumfahrtagentur ESA sowie verschiedene staatliche und industrielle Partner haben mit dem erfolgreichen Flug der Atmospheric Reentry Demonstrator Kapsel nachgewiesen, dass Europa die für solch ein Raumfahrzeug erforderliche Technik beherrscht. Ein weiteres Ziel des Fluges war es, Daten für die weitere Entwicklung von Vorhersagewerkzeugen zu sammeln. Daher wurden während des gesamten Fluges, besonders aber während des Wiedereintritts in die Erdatmosphäre, die wesentlichen Zustandsgrößen an der Oberfläche der Kapsel gemessen.

Ziel

Die Möglichkeiten der derzeit zur Verfügung stehenden numerischer Verfahren sollen eingehend untersucht und etwaige Defizite konkret bestimmt werden. Außerdem sollen Erfahrungen hinsichtlich ihrer Verwendung bei der Entwicklung zukünftiger Raumtransportsysteme gesammelt werden.

Vorgehensweise

Mit dem CEVCATS-N Code [1] des DLR wurde und wird eine Vielzahl von Berechnungen der Strömung um die ARD Kapsel 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 $Ma_\infty = 15$ und $Ma_\infty = 27$, sowie Anstellwinkeln von $\alpha = 19^\circ$ und $\alpha = 21.5^\circ$, entsprechend einer Trajektorie zwischen $h = 52$ km und $h = 87$ km variiert. Besonderes Augenmerk galt einer möglichst hohen Genauigkeit bei der Vorhersage von Wärmelastungen. Die Ergebnisse werden mit den gemessenen Daten verglichen.

Ergebnis

Abbildung 1 zeigt den sich aus einer Lösung der Navier-Stokes Gleichungen ergebenden Wärmefluß in W/cm^2 an der Oberfläche der Kapsel bei einer Geschwindigkeit von $Ma_\infty = 24$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$. **Abbildung 2** vergleicht den Druckbeiwert und 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 dem Hitzeschild als auch auf dem Konus liegt die Genauigkeit bei der Vorhersage deutlich unter den Erfordernissen aktueller Projekte.

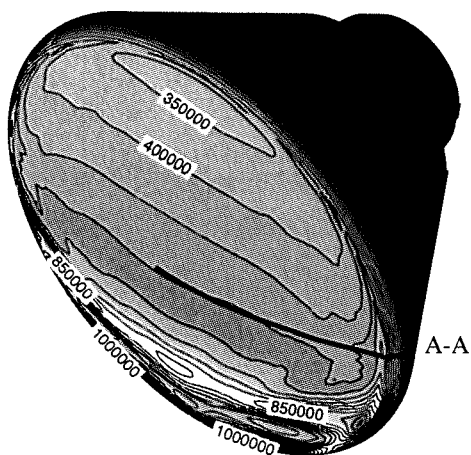


Abb. 1: Wärmefluß in W/cm^2 an der Oberfläche der ARD Kapsel bei einer Geschwindigkeit von $\text{Ma}_\infty = 24$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$.

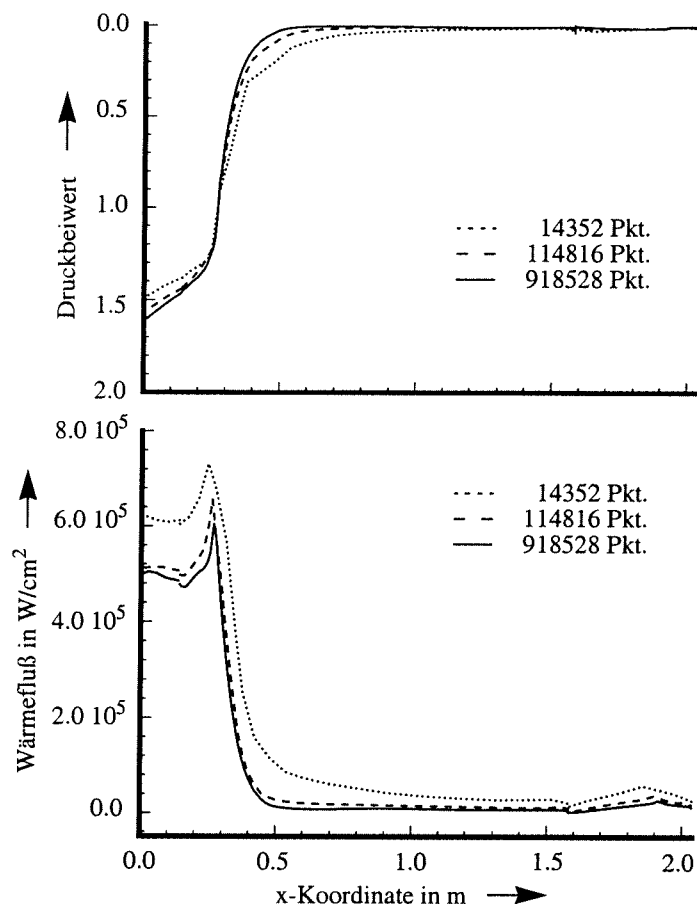


Abb. 2: Druckbeiwert und Wärmefluß in W/cm^2 im Schnitt A-A bei einer Geschwindigkeit von $\text{Ma}_\infty = 24$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$ unter Verwendung verschiedener Netzdichten.

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.; Nickel, H. Aerothermodynamics Simulation for the ARD Capsule under the Equilibrium Flow Assumption. DLR-IB 129-95/13; 1995.
- [3] Longo, J.M.A. Sensitivity Study for the Simulation of the ARD Capsule under Transonic Flow Conditions. DLR-IB 129-96/41; 1996.
- [4] Brück, S.; Giese, P.; Orlowski, M. ARD Post-Flight Analysis: Numerical Activities Part I. DLR-IB 223 99 A 37; 2000.

weiteres Vorgehen

Die Ergebnisse der Berechnungen sollen eingehend mit den Daten des Fluges verglichen werden. Desweiteren sollen Erfahrungen in Bezug auf die Modellierung von Wandmaterialien gesammelt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Th. Eggers

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Ph. Novelli
ONERA, 29 Avenue de la Division Leclerc, 92322 Chatillon Cedex, France

Thema Design Studies for the Development of a Dual Mode Ramjet Flight Test Vehicle

Ausgangspunkt

With view to potential future space launchers or other hypersonic vehicles the demonstration of high speed airbreathing propulsion, and especially of the dual mode ramjet combining subsonic and supersonic combustion, is still of great interest. After the national hypersonic research and technology programs in Germany and France (German Hypersonics Technology Program and French Research and Technology Program for Advanced Hypersonic Propulsion - PREPHA), the mastery of high-speed airbreathing propulsion technologies is not sufficient to allow the development of an operational vehicle. Therefore, ONERA and DLR decided to join in a common research program, named JAPHAR (Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research), that investigates an airbreathing propulsion system operating from Mach 4 to Mach 8.

Ziel

The general goal of this project is to demonstrate the feasibility of the dual mode ramjet and to develop a methodology for on-ground and in-flight performance demonstration. The project is organised around the blue-print of a possible experimental vehicle that provides a solid context for the different studies and allows to synthesise all the results through the propulsive balance.

Lösungsweg

Concurrently with engine studies, the project includes conceptional design studies to define an experimental vehicle for dual mode ramjet testing between Mach 4 and Mach 8 and to find a methodology to evaluate its in-flight performances. Furthermore, this vehicle is the baseline configuration for the different component studies within the project and it is used for the global synthesis of the obtained results. In order to be able to obtain results at different Mach numbers between Mach 4 and 8, the vehicle is boosted up to $M_\infty=8$ and then performs a few combustion periods on a decelerating trajectory. In order to be representative for a full scale scramjet operation, the engine height was chosen equal to 100 mm. This results in a global vehicle length of $l \approx 11\text{m}$ and a weight of about 2 tons. During the first design cycle ONERA provided a first definition of the vehicle engine. Using this engine ONERA studied a preliminary vehicle based on the wing-body concept and DLR additionally defined a waverider configuration (**Fig. 1**). Trajectories were defined and in order to choose the best solution for the project continuation both configurations were compared in detail. During the definition of the associated propulsion datasets the considered forebodies were analyzed based on Navier-Stokes calcu-

lations with perfect gas and equilibrium gas assumption. The study covered the complete Mach number range of the trajectory and the expected range of angle of attack. Special attention was paid to the flow-field at the entrance of the air intake (Fig. 2).

Ergebnis

The comparison of both vehicles included aerodynamic performances, weight estimations, vehicle global design and trim calculations with full bookkeeping along the chosen trajectory (Fig. 3). The results show, that a combination of the two considered concepts will allow the combination of the excellent characteristics of a waverider forebody with the good volumetric efficiency and the small trim losses of a wing-body-combination (Fig. 4).

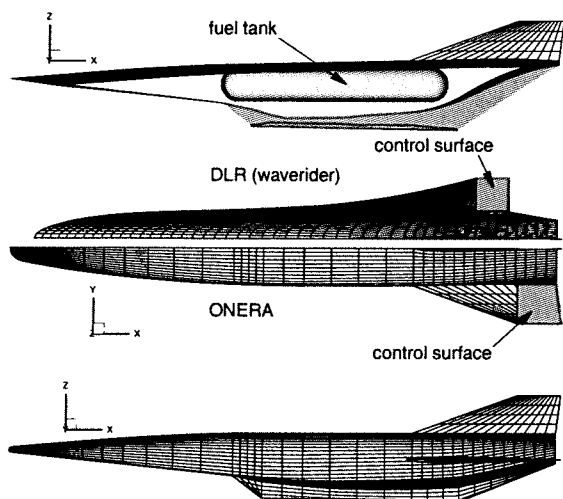


Fig. 1 Preliminary vehicle concepts

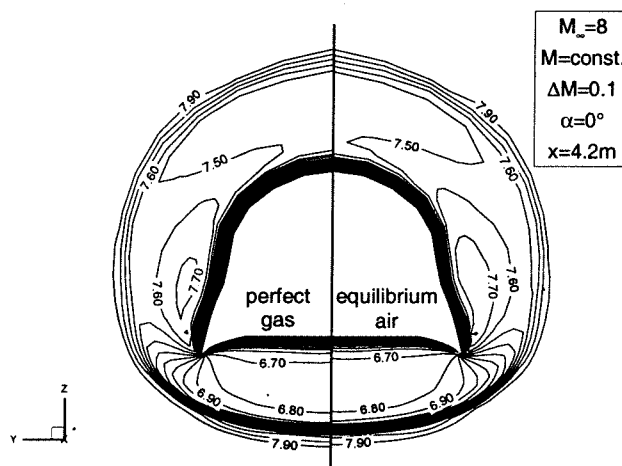


Fig. 2 High temperature effects on shock position

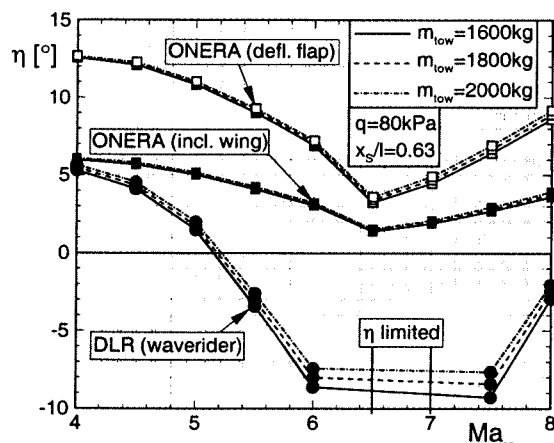


Fig. 3 Trim requirements for $q=80\text{kPa}$

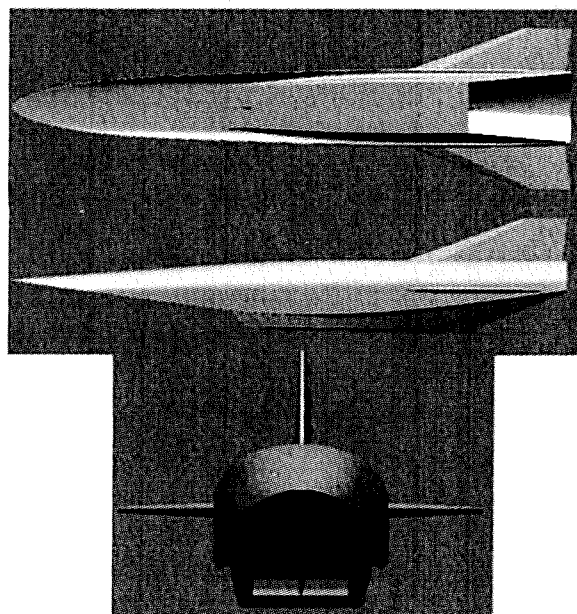


Fig. 4 Shape of the new common JAPHAR vehicle

Literatur

- [1] Ph. Novelli, W. Koschel: JAPHAR: A Joint ONERA-DLR Research Project on High Speed Air-breathing Propulsion, XIV ISABE Congress, Paper IS-093, Florence, 1999.
- [2] Ph. Duveau, Th. Eggers, R. Hallard, Ph. Novelli: Aerodynamic Performance Analysis of the Hypersonic Airbreathing Vehicle JAPHAR, XIV ISABE Congress, Paper IS-029, Florence, 1999.
- [3] Eggers, Th.; Novelli, Ph.: Design Studies for the Development of a Dual Mode Ramjet Flight Test Vehicle, DGLR Jahrbuch 1999, Paper DGLR-JT99-029.

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 super- und hypersonische Platten- und Kegelgrenzschichten bei verschiedenen Machzahlen 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 wird. Die Wandtemperaturänderungen durch den Einfluß der hochfrequenten Temperaturstörungen können erstmals in Hyperschallgrenzschichten durch den Einsatz einer strahlungsadiabaten Wandtemperaturrandbedingung in realistischer Weise berechnet werden.	
Ergebnis	Die bisher gesammelten Erkenntnisse in Plattengrenzschichten bei $Ma=6,8$ weisen darauf hin, daß der sogenannte schräge Umschlag, der durch ein einzelnes Paar schräglaufer Wellen der ersten Mode initiiert wird, der vorherrschende Umschlagmechanismus ist. Dies gilt selbst unter Atmosphärenbedingungen bei stark gekühlten Wänden, obwohl die dreidimensionalen 1. Mode-Störungen durch die Wandkühlung gedämpft werden. Grund dafür ist, daß es sich dabei um einen rein nichtlinearen Vorgang handelt, für den keine Schwellenamplitude und kein Einkoppeln von zwei- und dreidimensionalen Moden nötig ist. Bild 1 zeigt die zeitlich gemittelte Wandtemperatur-	

änderung bei einem typischen schrägen Umschlag. Im hinteren Bereich treten in Querrichtung vier um bis zu 20 % gegenüber dem laminaren Wert erwärmte Bereiche auf, die durch zwei kühle Streifen getrennt werden. Bild 2 zeigt die Wirbelstärkekomponente ω_z in einer Ebene $x = \text{konst.}$, die nahe der Wand ein zur Temperatur analoges Verhalten aufweist. Die Schichten mit der höchsten Scherung treten jedoch in der Nähe des Grenzschichtendes in Form von zwei schalenförmigen ω_z -Konzentrationen auf, die jeweils oberhalb von ω_x -Konzentrationen (nicht dargestellt) liegen.

Aktuelle Untersuchungen haben ergeben, daß in super- und hypersonischen Grenzschichten subharmonische Effekte eine beschleunigende Wirkung auf den schrägen Umschlag haben können [1]. Durch die gleichzeitige Anregung je eines Paares von fundamentalen bzw. subharmonischen 3-d Wellen (Moden (1,4) bzw. (1/2,3) in Bild 3) wird eine stark anwachsende subharmonische Kombinationsmode (1/2,7) generiert, deren Wachstum an das der nichtlinear generierten Klebanoff-Mode (0,2) beim schrägen Umschlag durch (1,±1) erinnert. Die dadurch entstehenden Effekte sind unabhängig von den schrägen Mechanismen, überlagern sich jedoch und führen gemeinsam zu einer beschleunigten Transition, was man z.B. aus der Entwicklung des Reibungsbeiwertes c_f bzw. des Formparameters H_{12} in Bild 4 entnehmen kann.

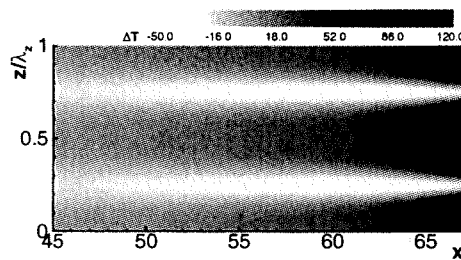


Bild 1: Zeitlich gemittelte Wandtemperaturänderung; schräger Umschlag, $Ma=6,8$

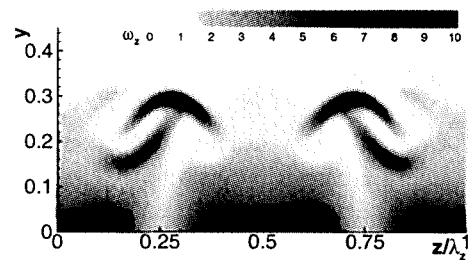


Bild 2: Momentane Wirbelstärke ω_z ; schräger Umschlag, $Ma=6,8$

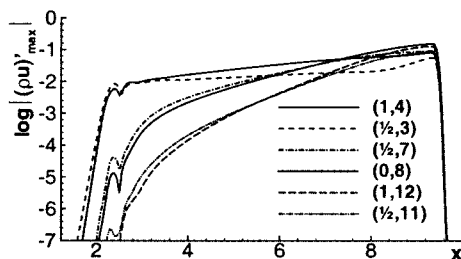


Bild 3: Stromabentwicklung der $|(\rho u)'_{(h,k)}|_{\text{max}}$ -Maximalamplituden; Kombinationsszenarium; $Ma=2,0$

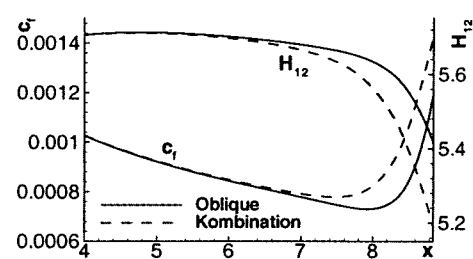


Bild 4: Wandreibungskoeffizient c_f und Formparameter H_{12} ; schräger bzw. Kombinationsumschlag; $Ma=2,0$

Literatur

[1] A. Fezer, M. Kloker: Spatial Direct Numerical Simulation of Transition Phenomena in Supersonic Flat-plate Boundary Layers. *Laminar-Turbulent Transition, IUTAM Symposium Sedona, Az./USA*, H. Fasel, W. Saric (Eds.), Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, 2000.

weiteres Vorgehen

Derzeit wird das Verfahren zur Behandlung von konischen Grenzschichten am spitzen, nichtangestellten Kegel erweitert.

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 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. Es können Hochenthalpieströmungen unter Berücksichtigung aller vorkommenden Energieformen Translation, Vibration, Rotation und elektronischer Anregung berechnet werden. Die Wechselwirkung zwischen Stoß- und Strahlungsprozessen wurde am Beispiel des Bow Shock Ultraviolet Experiments detailliert untersucht. Die Bedeutung der Reabsorption wurde für Strahlungskühlung und Strahlungswärmestrom für das FIRE II Experiment nachgewiesen.

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 SiC für die C/SiC-TPS-Oberfläche benutzt. Da sich das Verhalten von SiC-Oberflächen lokal zwischen schwach und stark katalytisch ändern kann, beeinflusst es, wie mit dem URANUS Code gezeigt wurde, signifikant die Oberflächentemperaturverteilung des Klappenexperiments für die X-38 im DLR L3K Plasmawindkanal. Mit dem URANUS-Verfahren wurden auch die X-38-Luvseiten-Oberflächentemperaturunsicherheiten in Bezug auf die vollkatalytische Entwurfsannahme ermittelt. Es wurden wiederum die Stewart'schen Rekombinations-koeffizienten für die SiC- bzw. SiO₂-beschichteten Hitzeschutzbauteile eingesetzt. Hierbei wurden auf der Klappe höhere Temperaturen als beim vollkatalytischen Entwurf berechnet. 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

Mit dem sequentiellen 3-D URANUS-Nichtgleichgewichts-Verfahren wurde die X-38-Vorkörperumströmung für eine nichtkatalytische Oberfläche berechnet. Derzeit wird das Gas-Oberflächenwechselwirkungsmodell eingebaut. Das URANUS-Verfahren wird derzeit zur Parallel-Multiblock-Version erweitert. Mit diesem Verfahren soll speziell die Umströmung des X-38 Mannschaftsrettungsfahrzeugs hochaufgelöst 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.

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/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 OHB, DASA, MAN Technologie

Thema

Qualifizierung von Wärmeflussensoren im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK

Ausgangssituation

Im Rahmen des TETRA-Programms werden Flugsensoren für den ersten Flug der X-38 entwickelt und qualifiziert. Das aerothermodynamische Messsystem (AMS) der Firma OHB, bestehend aus einem Wärmeflussensor, einem Temperatursensor und einer Druckmessstelle auf der Sensoroberfläche, wird in einer FEI-Matte der Firma DASA eingebettet und auf der Leeseite der X-38 integriert. Die Flugtauglichkeit dieses Messsystems musste durch unterschiedliche Qualifizierungsexperimente, u.a. Messungen im LBK, bewiesen werden.

Ziel

Qualifizierung der OHB-Flugsensoren im LBK im Hinblick auf die Thermallasten in der Wiedereintrittsphase der X-38.

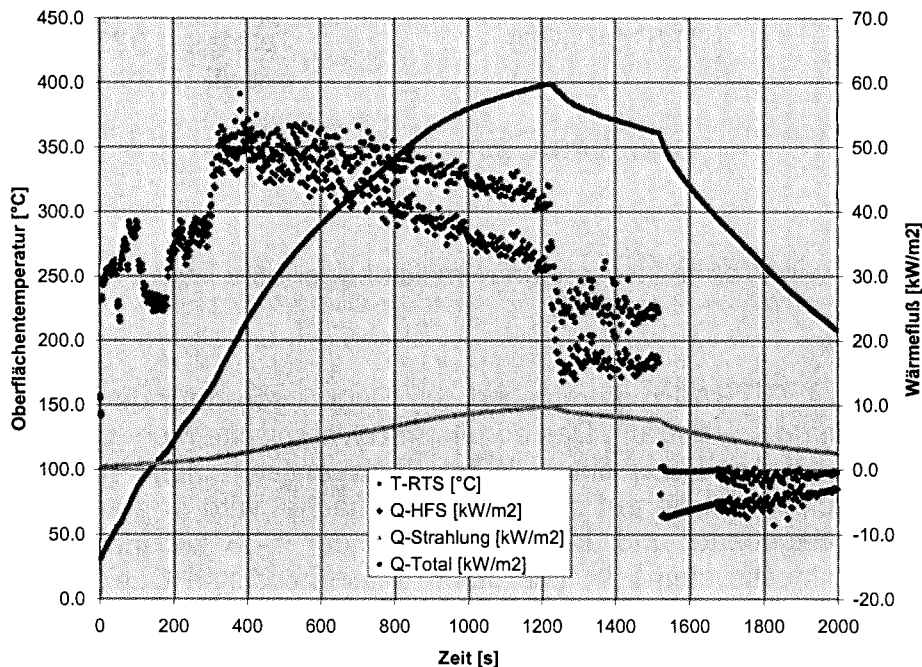
Lösungsweg

Basierend auf den Kalibrierungsdaten der L2K-Anlage und Erfahrungen bei Untersuchungen an ähnlichen Modellen wurden die Versuchsparameter abgeschätzt. Die exakten Testparameter konnten nur durch kurze Kalibrierungsmessungen am Testmodell ermittelt werden. Dafür wurde zuerst ein wassergekühlter Modellhalter, der eine Variierung des Anstellwinkels erlaubt, gebaut. Die Oberflächentemperatur der Sensoreinheit und der FEI-Matte wurde mit einer IR-Kamera (Messbereich von -20°C bis 2000°C), einem Spektralpyrometer und einem Zweifarbenpyrometer gemessen. Um das Gesamtwärmeflussprofil der Sensoreinheit während der Wiedereintrittsphase des Fahrzeuges zu simulieren, wurde der L2K im dynamischen Modus betrieben. Dabei wurden der Gasmassenstrom, die Stromstärke des Brenners und der Abstand des Modells zum Düsenaustritt dynamisch variiert, bis die Phase mit dem konstanten Wärmefluss erreicht wurde. Die Flugphase mit sinkendem Wärmefluss wurde in ähnlicher Weise aber in umgekehrter Reihenfolge des Anlagenbetriebs simuliert.

AG STAB

Ergebnis

Die Messungen zeigten, dass die OHB-Sensoreinheit integriert in einer FEI-Matte bei Oberflächentemperaturen bis ca. 850°C einsetzbar ist. Der HFS-Wärmeffluss-sensor mit einer Ansprechzeit von Mikrosekunden und hoher Dynamik ist geeignet, auch kleine Änderungen im Wärmeffluss zu erfassen. Es wurde demonstriert, dass im L2K durch ihre dynamische Betriebsweise die Wärmelastprofile während der Wiedereintrittsphase simuliert werden können. Die Datenerfassung der Messungen erfolgte mit einer Abtastfrequenz von 20 Hz über die Gesamtversuchszeit von 2000 Sekunden.



Gemessene Wärmeffluss- und Temperaturprofile des OHB-Flugsensors im L2K.

Literatur

Romberg, O.; *Test plan, Procedures and Report*. TETRA-Dokument TET-OHB-21-TP-7100, 1999.

Gülhan, A.; Esser, B.; *Qualification Tests on the OHB Aerothermodynamic Measurement System in the Arc Heated Facility LBK*. DLR IB-39113-99C15, 1999.

weiteres Vorgehen

Durch diese und andere Messungen an Flugsensoren ist der lichtbogenbeheizte Windkanal LBK für solche Aktivitäten optimiert.

Datum 08.3.2000

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. Volker Hannemann

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon: (0551)-709-2384

Telefax: (0551)-709-2870

e-mail: Volker.Hannemann@dlr.de

weitere Partner: —

Thema:

Probleme bei der Berechnung bewegter Unstetigkeiten in Gasen mit variablem Quotienten der spezifischen Wärmen γ

Ausgangssituation:

Bei der Simulation von heißen Hyperschallströmungen ist davon auszugehen, dass der Quotient der spezifischen Wärmen eine Funktion der Temperatur und der Zusammensetzung des Gasgemisches ist. Die Probleme bei der Behandlung einer bewegten Kontaktunstetigkeit zwischen Gasen mit verschiedenen γ werden von mehreren Autoren [3],[2] diskutiert und Modifikationen der üblichen Verfahren vorgeschlagen, um diese numerischen Störungen zu vermeiden. Allen Modifikationen ist gemeinsam, dass sie nicht auf den Fall einer Unstetigkeit im γ -Verlauf anwendbar sind, die allein durch die Temperaturabhängigkeit hervorgerufen wird. In einem kalorisch nicht idealen Gas treten Temperatursprünge nicht nur an Kontaktunstetigkeiten sondern auch bei Stößen auf.

Ziel:

Untersuchung des Verhaltens eines numerischen Verfahrens bei der Behandlung von Unstetigkeiten in einem kalorisch nicht idealen Gas

Lösungsweg:

Die eindimensionalen Eulergleichungen mit einer vereinfachten Temperaturabhängigkeit von γ werden auf äquidistanten Netzen mit einem finite Volumenverfahren (MUSCL-TVD zweiter Ordnung, AUSMDV-Riemannlöser) gelöst [1]. Betrachtet werden dabei vier Fälle: ein Stoß oder eine Kontaktunstetigkeit jeweils ruhend oder bewegt zum Netz.

Ergebnis:

Es wird kein nennenswerter Einfluss des kalorisch nicht idealen Gases in den Fällen beobachtet, bei denen die Unstetigkeit relativ zum Netz ruht. Auch beim bewegten Stoß werden die numerischen Fehler nicht signifikant geändert. Bei der bewegten Kontaktunstetigkeit treten Fehler in der Lage der Kontaktunstetigkeit und in den Geschwindigkeits- und Druckprofilen auf. Die Lage der Kontaktunstetigkeit verschiebt sich in den Bereich mit niedrigerer Temperatur. Im Druck- und Geschwindigkeitsfeld laufen Störungen mit den charakteristischen Geschwindigkeiten in beide Richtungen von der Unstetigkeit weg. Sie werden nur schwach gedämpft und tragen den jeweils maximalen Fehler. Die Fehler verringern sich, wenn der Sprung in γ über die Zellgrenze hinweg kleiner ist.

Daher ist festzustellen:

- je größer der γ -Sprung in den Anfangswerten ist, desto größer sind die numerischen Fehler,
- ein Verfahren zweiter Ordnung reduziert gegenüber einem Verfahren erster Ordnung zwar den globalen Fehler, hilft aber nur wenig in Bezug auf die Amplituden der Fehlermaxima,
- eine feinere räumliche Auflösung oder auch längere Laufzeiten der Simulation verschmieren die Kontaktunstetigkeit über mehrere Zellen und reduzieren die numerischen Fehler.

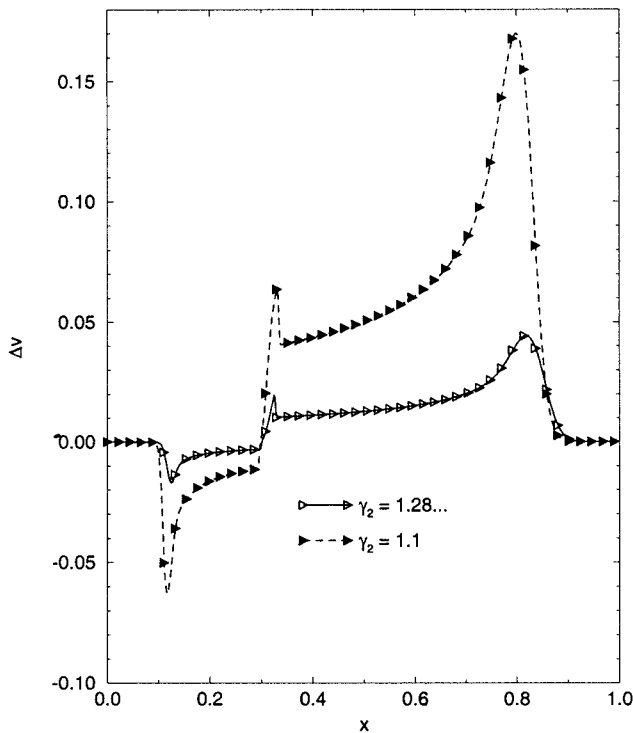


Abbildung 1: Bewegte Kontaktunstetigkeit: Fehler im Geschwindigkeitsfeld zu einem festen Zeitpunkt $t = 0.18$

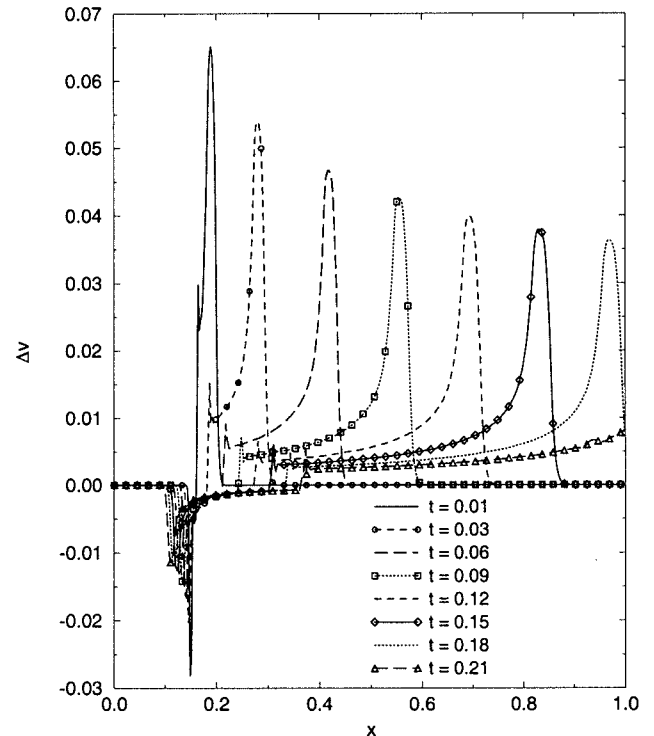


Abbildung 2: Bewegte Kontaktunstetigkeit: zeitliche Entwicklung des Fehlers im Geschwindigkeitsfeld ($\gamma = 1.28...$)

Weiteres Vorgehen: —

Literatur:

- [1] V. Hannemann (1999) A problem of classical shock-capturing finite volume schemes in hypersonic flows. *Godunov Methods: Theory and Applications Conference, Oxford, Oct. 1999*.
- [2] K.M. Shyue (1998) An Efficient Shock-Capturing Algorithm for Compressible Multicomponent Problems. *Journal of Computational Physics*, **142**: 208-242.
- [3] V.T. Ton (1996) Improved Shock-Capturing Methods for Multicomponent and Reacting Flows. *Journal of Computational Physics*, **128**: 237-253.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. A. Henckels, Dipl.-Ing. P. Gruhn

Institution: DLR, Inst. für Strömungsmechanik, Abt. Windkanäle Köln

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon: 02203/601-2627
Telefax: 02203/601-2344
e-mail: andreas.henckels@dlr.de

weitere Partner: DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH-Aachen

Thema: Experimentelle Untersuchung einer Düsenströmung für Hyperschallantriebe

Ausgangssituation:

Für zukünftige Hyperschall-Raumflugzeuge wird meist eine asymmetrische Rampendüse (SERN) vorgesehen. Die notwendige Anpassung der Düse an den jeweiligen Flugbereich wird dabei durch eine verstellbare Heckklappe erreicht. Bisherige experimentelle sowie numerische Studien zeigten eine Grenzschicht-Ablösung im Bereich der Unterseite dieser Heckklappe, die Einfluß auf die Richtung und Größe des Schubes hat. Lage und Ausdehnung des Ablösegebietes konnten jedoch bisher weder experimentell noch durch Rechnungen hinreichend genau und zudem nur unterschiedlich voneinander erfaßt werden.

Ziel:

Ziel der Arbeit ist die aerodynamische Optimierung des Strömungsfeldes um ein generisches Heckmodell, wobei mögliche Ablöse- und Rückströmgebiete vermessen werden sollen. Besonderes Augenmerk soll dabei auf das Strömungsfeld um die Heckklappe gelegt werden. Auf Basis der durchgeführten Arbeiten sollen Empfehlungen zur Gestaltung der Düse eines Raumfahrzeugs abgeleitet werden.

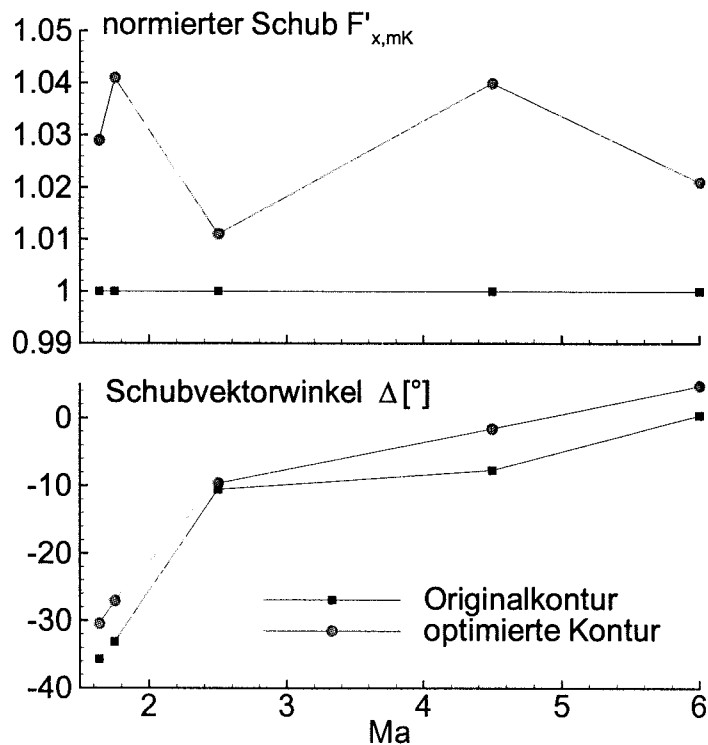
Lösungsweg:

Zur Untersuchung des Strömungsfeldes an der Düse wird auf ein bereits vorhandenes Düsen-/Heckmodell zurückgegriffen, welches im Rahmen des damaligen nationalen Hyperschalltechnologie-Programms beim DLR vermessen wurde [1]. Mittels numerischer Vorstudien werden hierfür neue Klappeneinsätze ausgelegt, welche bezüglich des Schubes und der Schubvektordrehung günstigere Werte erwarten lassen [2].

Weiterhin wird ein generisches Klappenmodell konzipiert, mit dessen Hilfe das Ablöseverhalten der Hyperschall-Grenzschicht an der Klappenunterseite im Hyperschall-Windkanal H2K des DLR in Köln im Detail untersucht wird [3]. Die Lage der Ablösestelle wird für unterschiedliche Konturen und bei verschiedenen Reynoldszahlen ermittelt, wobei auch Seitenwandeinflüsse auf das dreidimensionale Strömungsfeld berücksichtigt werden. Neben der Koinzidenz-Schlierenoptik und dem Ölanstrichverfahren wird ein Infrarot-Thermographie-Verfahren zur Diagnose des Strömungsfeldes verwendet.

Ergebnis:

Die numerischen Studien ergaben für eine optimierte Klappenkontur eine Verringerung des Widerstandes der Düse bei gleichzeitiger Verbesserung des Schubvektorkwinkels über den untersuchten Machzahl-Bereich von $Ma_\infty = 1,64$ bis $Ma_\infty = 6$. Für eine solche Kontur zeigten auch die Windkanalexperimente die günstigste Ablöselage sowie die kleinsten Rezirkulationsgebiete. Weiterhin gaben die Experimente Aufschluß über die Abhängigkeit der Ablöselage von der Reynoldszahl.



Berechneter normierter Axialschub und Schubvektorwinkel für Originalkontur und nach Geometrie-Optimierung der Heckklappe.

Literatur:

- [1] Niezgodka, J.; *Druckverteilungsmessungen zur Simulation der Interferenz des Triebwerkstrahls auf das Heck der Sänger-Unterstufe (MTU-Modell)*. Interner DLR-Bericht IB-39113-93C15, Köln-Porz, 1993.
- [2] Gruhn, P.; Henckels, A.; *Numerische Simulation der Strömung um die Heckklappe einer SERN-DÜSE für die Raumflugzeug-Konfiguration ELAC*. Interner DLR-Bericht IB-39113-99A11, Köln-Porz, 1999.

weiteres Vorgehen:

Weitere Experimente sind an dem modifizierten Düsen-/Heckmodell geplant. Die Experimente werden sowohl mit kaltem als auch mit aufgeheiztem Sekundär-Strahl zur Untersuchung des Einflusses unterschiedlicher Viskositäten auf die Interferenz von Düsenstrahl und Außenströmung durchgeführt. Zusätzlich zu bisherigen Experimenten ist auch der Einsatz der Infrarot-Thermographie vorgesehen.

Datum: 8. Oktober 1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Henckels, Dipl.-Ing. Ralph Neubacher

Institution: DLR, Abt. Windkanäle Köln

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon: 02203/601-2627 oder -2628
Telefax: 02203/601-2344
e-mail: andreas.henckels@dlr.de

weitere Partner: DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH-Aachen

Thema: Experimentelle Optimierung eines Hyperschall-Einlaufs bei hohen unterschiedlichen Anström-Machzahlen

Ausgangssituation:

Die strömungsmechanische Güte des Triebwerkeinlaufs zukünftiger Hyperschall-Raumflugzeuge hat wesentlichen Einfluß auf den Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks und bestimmt dadurch die Parameter Nutzlast und Treibstoffverbrauch. Die stabile Funktion des Einlaufs muß über die gesamte Flugbahn sowie in den Fluggrenzbereichen gewährleistet sein, d.h. der Einlauf muß im Fall einer Störung wieder gestartet werden können. Damit wird eine optimale Auslegung des Einlaufs unter Berücksichtigung der Flugbahn zur elementaren aerodynamischen Entwurfsaufgabe.

Ziel:

Gegenstand der Untersuchungen ist die gezielte Beeinflussung der dreidimensionalen Einlaufströmung mittels Geometrievvariation sowie Grenzschichtabsaugung im Bereich der externen Verdichtung, welche durch Stoß/Stoß- und Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen gekennzeichnet ist. Dabei interessiert insbesondere der Einfluß einer geometrischen Variation auf die genannten Wechselwirkungen, welche Druckrückgewinn, Luftmassendurchsatz sowie Qualität der Strömung bestimmen. Ziel ist es, hierzu Parameter für die optimierte Auslegung von Hyperschall-Einläufen bereitzustellen.

Lösungsweg:

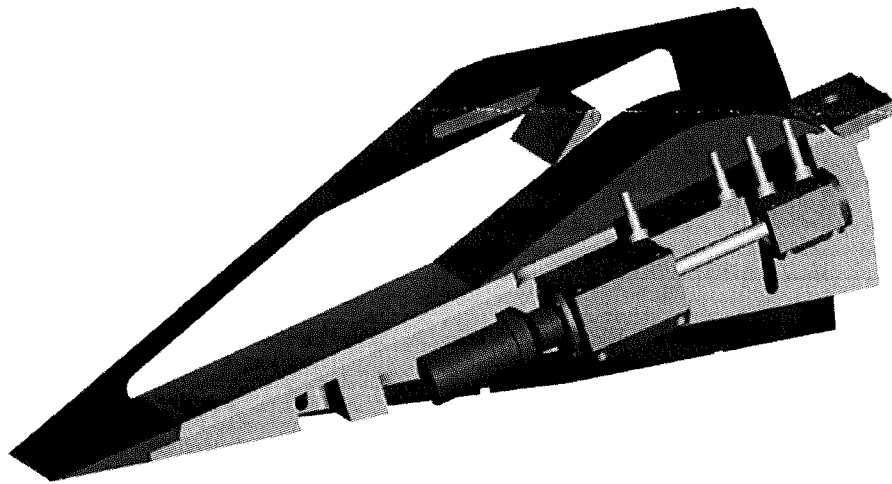
Der Einfluß der Geometrievvariation auf die Einlaufaußenströmung soll mittels eines Einlaufmodells mit verstellbarer bzw. austauschbarer Geometrie untersucht werden. Hierzu ist das Einlaufmodell auf Basis der Anströmbedingungen, welche sich aus einer Flugbahn ergeben, mittels analytischer und numerischer Verfahren auszulegen.

Die geplanten Messungen im Hyperschallwindkanal H2K sollen Auskunft über Druckrückgewinn, Luftmassendurchsatz und Qualität der Strömung geben. Als Diagnostik wird neben Schlierenoptik, Ölfilmvisualisierung und herkömmlicher Druckmeßtechniken auch die Infrarot-Thermographie eingesetzt. Letztere soll Auskunft über die Wärmelasten auf den Rampen sowie über den Zustand der Grenzschicht bzgl. laminar/turbulentem Umschlag geben.

Ergebnis:

Im Rahmen bisheriger Aktivitäten wurde die Absaugung zur Beeinflussung von Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen im Einlauf anhand generischer Modelle als auch im Einlauf selbst experimentell und numerisch untersucht [1,2]. Für die weiterführenden Experimente zur Geometrie-Adaption wurde bereits ein Windkanalmodell erstellt.

Neben Fenstern zur Visualisation der Strömung weist dieses Modell Verstellmöglichkeiten der Geometrie auf. Zur Optimierung der Auslegung wurde ein Entwurfswerkzeug entwickelt, welches unter Einsatz der Evolutionsstrategie die entsprechenden Verstellungen für die Rampenwinkel bzw. -längen ermittelt. Die Auslegung des Windkanalmodells wurde weiterhin durch Simulationen mittels eines FEM-Strömungslösers unterstützt [3].



Einlaufmodell als 2-Rampen-Konfiguration mit verstellbarer Geometrie und Fenstern zur optische Beobachtung

Literatur:

- [1] Schulte, D.; Henckels, A.; Wepler, U.; *Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets*. Aerospace Science and Technology, Vol. 2, No. 4, pp. 231-239, 1998.
- [2] Schulte, D.; Henckels, A.; Neubacher, R.; *Manipulation of Shock/Boundary Layer Interactions in Hypersonic Inlets*. ISABE-Paper 99-7038, presented on the 14th Int. Symp. on Airbreathing Engines, Florence, Italy, 1999.
- [3] Neubacher, R.; Henckels, A.; Schulte, D.; *Auslegung eines Windkanalmodells mittels numerischer Strömungssimulation*. DLR-Bericht IB-39113-98A05, Köln-Porz, 1999.

weiteres Vorgehen:

Erste Messungen an dem oben vorgestellten Modell sind noch für dieses Jahr geplant. Weiterhin ist die Implementierung einer Grenzschichtabsaugung vorgesehen. Ebenfalls sollen Untersuchungen zum Startverhalten an einem modifizierten Modell folgen.

Datum: 08. Oktober 1999

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

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 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 pauschale 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 der vorliegenden Untersuchung ist die numerische Simulation und Vorhersage dieses Phänomens in abgelösten Klappengrenzschichten am Beispiel des X-38-Experimentalvehikels. Vergleiche mit Experimenten zum gleichen Thema am Rohrwindkanal in Göttingen (RWG) wurden inzwischen durchgeführt.

Vorgehensweise

Am vorliegenden X-38-Netz mit ca. 10^6 Netzpunkten wurde mit Hilfe des DLR-Codes CEVCATS-N [3] eine Anzahl von laminaren und turbulenten Basislösungen erzeugt. Die Anströmbedingungen wurden entsprechend den RWG-Bedingungen bei $Ma_\infty = 6$, $\eta_{\text{Klappe}} = 20^\circ$, $\alpha = 40^\circ$ in einem Reynoldszahlbereich von $2.1 \cdot 10^6$ bis $8.8 \cdot 10^6$ gewählt. Lösungen auf lokalen Rechennetzen im Klappenbereich mit verdoppelter Zellenzahl in sämtlichen Raumrichtungen zeigten abgesehen vom auftreten einer sekundären Ablösung keine wesentlichen Abweichungen bezüglich der Basislösungen. Zur Simulation der Längswirbel war eine Versechsfachung der spannweiten Zellenzahl notwendig. Auf diesen Gittern wurden bei $Re = 3.1 \cdot 10^6$ sowohl stationäre als auch zeitgenaue Rechnungen unter laminaren Bedingungen durchgeführt, um die Wirbel nicht durch erhöhte turbulente Viskosität zu unterdrücken. Zur Analyse der Kanaldaten wurden bei $Re = 2.1 \cdot 10^6 - 8.8 \cdot 10^6$ Strömungen mit fester Transition im Bereich der Klappenscharnierlinie simuliert (**Abb. 2**).

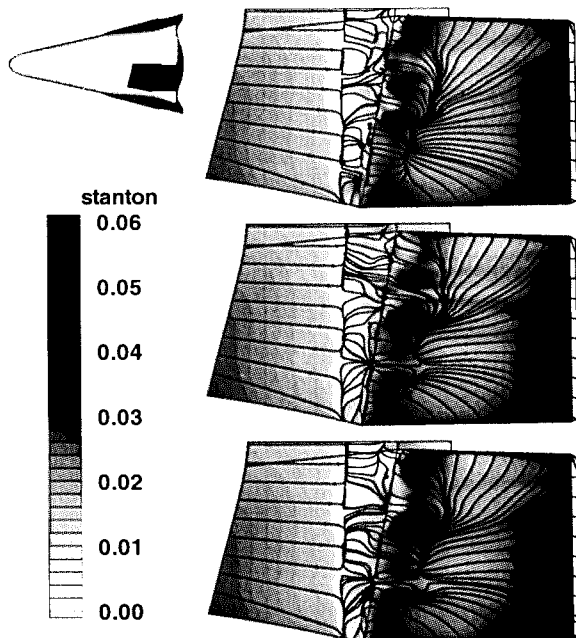


Abb. 1: Transiente Simulation der Stantonzahl unter Wirbeleinfluß zu verschiedenen Zeitpunkten bei $Ma_\infty = 6$, $\eta_{Klappe} = 20^\circ$, $\alpha = 40^\circ$ und $Re = 3 \cdot 10^6$.

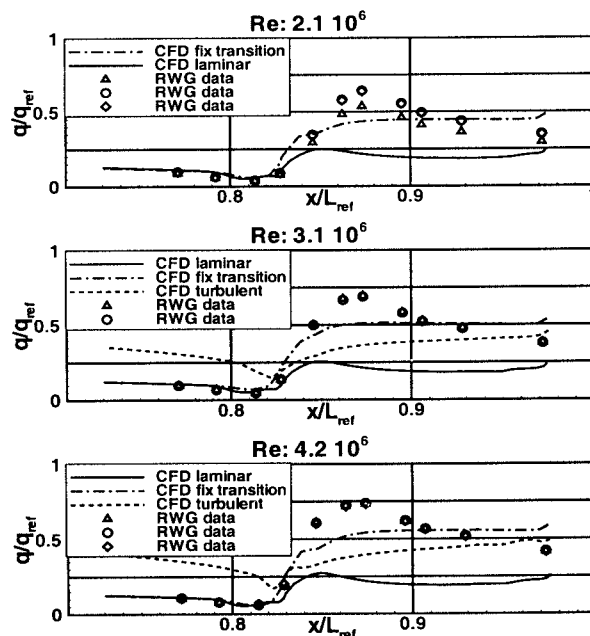


Abb. 2: Vergleich der simulierten und gemessenen Wärmestromverteilungen im mittleren Klappenschnitt. Vorgabe der festen Transition an Scharnierlinie.

Ergebnis

Die Netzkonvergenzstudie für lokale Rechengitter um die ausgeschlagene Klappe zeigt sowohl für die Druck- als auch für die sensitivere Wärmestromverteilung eine sehr gute Übereinstimmung der Lösungen auf den verschiedenen Gittern.

Rechnungen auf den feinsten lokalen Netzen liefern transversale Oszillationen im Wärmestrom, sowie gegenseitig rotierende Wirbel nach Subtraktion der störungsfreien Basislösung. Transiente Simulationen mit Hilfe des FLOWER-Codes belegen eine zeitliche Oszillation der Strukturen in Spannweitenrichtung (**Abb. 1**). Das vornehmliche Auftreten der Wirbel innerhalb der Ablösung ist wahrscheinlich auf die starke Krümmung der Stromlinien in diesem Bereich zurückzuführen.

Vergleiche mit WK-daten liefern in der Druckverteilung durchweg gute Ergebnisse. Aus den Wärmestrommessungen ergibt sich aber ein transitionelles Verhalten der Strömung im Ablösebereich (**Abb. 2**), so daß die laminare Simulation der Instabilität zum jetzigen Zeitpunkt noch keinen Vergleich mit den Messungen erlaubt.

weiteres Vorgehen

Lineare Stabilitätsanalysen im Bereich der abgelösten Strömung sollen das mögliche Auftreten der simulierten Wirbelstrukturen belegen. Eine weitere Auswertung der instationären Rechnungen sowie transiente Studien in einem erweiterten Re-Bereich sind ebenso geplant, wie die Simulation der Wirbel unter turbulenten Strömungsbedingungen.

Literatur

- [1] Kreins, A.F.; Henckels, A.; Maurer, F.: Experimental Studies of Hypersonic Shock Induced Boundary Layer Separation. ZFW 20 (1996): pp 80-88, Springer Verlag 1996
- [2] Domröse, U.; Krause, E.; Meinke, M.: Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Shock-Boundary Layer Interaction. ZFW 20 (1996): pp 89-94, Springer Verlag 1996
- [3] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwamborn, D.: Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: pp 33-1 - 33-11; 1996

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner H. Lüdeke, Dr. R. Radespiel

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 Untersuchung dreidimensionaler Instabilitäten in abgelösten hypersonischen Strömungen an Steuerklappen

Ausgangssituation

Die Umströmung ausgeschlagener Klappen an Wiedereintrittskörpern kann durch die konkave Wölbung der Grenzschicht an der Anlegelinie sowie im Ablösebereich zu stabilen Längswirbeln, sogenannten Görtlerwirbeln führen, die starke Temperaturschwankungen in Spannweitenrichtung bewirken. Die numerische Simulation dieses Effekts wurde bisher nur an sehr einfachen Geometrien durchgeführt, ist aber für die aerothermischen Belastungen im Hyperschall insbesondere an ausgeschlagenen Klappen von Interesse.

Ziel

Die Existenz von Görtlerwirbeln in hypersonischen Grenzschichten wurde bereits in [1] und [2] experimentell und numerisch nachgewiesen. Gegenstand der vorgestellten Untersuchung ist die Simulation der Görtlerininstabilität am Beispiel der Klappenumströmung des X-38 Experimentalvehikels. Die Möglichkeit der numerischen Simulation auf mehrfach verfeinerten Netzen mit Hilfe des DLR Navier-Stokes-Lösers CEVCATS-N [3] soll ebenso gezeigt werden, wie die Vorhersagbarkeit der resultierenden thermischen Belastungen. Weiterhin sind Vergleiche mit inzwischen abgeschlossenen Experimenten am Rohrwindkanal Göttingen (RWG) vorgesehen.

Vorgehensweise

Am vorliegenden X-38 Netz mit ca 900000 Zellen wurde zunächst eine Anzahl von laminaren sowie turbulenten Basislösungen erzeugt. Bei $Ma_\infty = 6$, $\eta_{\text{Klappe}} = 20^\circ$ und $\alpha = 40^\circ$ variierten die Anströmbedingungen im Bereich von $Re = 2.1 \cdot 10^6 - 8.8 \cdot 10^6$ abhängig vom Kanaldruck. Eine Netzstudie an lokalen Klappennetzen ergab bei Verdoppelung der Zellenzahl in sämtlichen Raumrichtungen eine sehr gute Netzkonzvergenz, verbesserte Auflösung des Ablösebereichs, sowie eine gute Übereinstimmung mit den Kanaldaten. Zur Auflösung der gesuchten Wirbel wurde nochmals eine lokale spannweiteige Verachtfachung der Netzdichte angesetzt. Die Rechnungen auf den gröberen Gittern wurden unter der Annahme voll laminarer bzw. voll turbulenter Umströmung, sowie mit fester Transition im Ablösebereich durchgeführt. Um die Wirbelströmung nicht durch erhöhte Viskosität zu unterdrücken wurden die Rechnungen auf den feinsten Gittern bisher nur unter laminaren Bedingungen bei $Re = 3.1 \cdot 10^6$ durchgeführt.

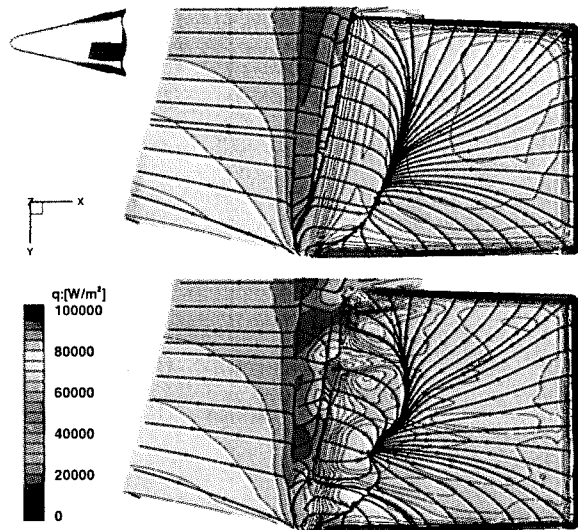


Abb. 1: Wärmefluß in W/m^2 im Klappenbereich. Oben: ungestörte Basislösung, unten: Einfluß der Görtlerinstabilität.
 $\text{Ma}_\infty = 6$, $\eta_{\text{Klappe}} = 20^\circ$, $\alpha = 40^\circ$, $\text{Re} = 3 \cdot 10^6$.

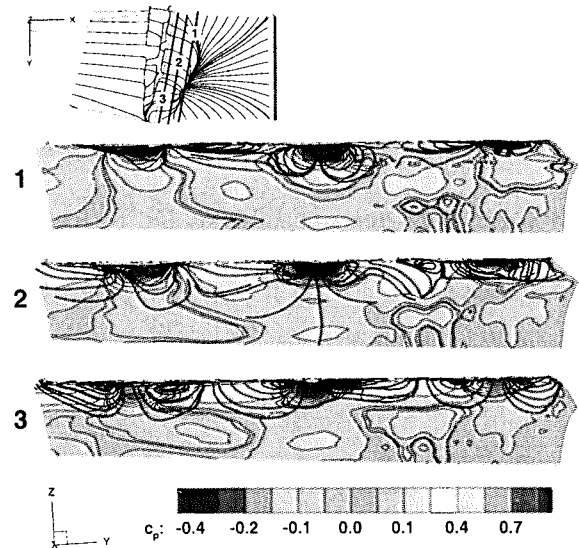


Abb. 2: Senkrechte Schnitte des Strömungsfeldes unter der Klappe. Dargestellt: Differenzströmung und Differenzdruck. Oberer Rand der Schnitte: Klappenoberfläche.

Ergebnis

Rechnungen auf den feinsten lokalen Netzen zeigen transversale Oszillationen im Wärmestrom (Abb. 1), sowie gegensinnig rotierende Wirbel nach Subtraktion der störungsfreien Basislösung. Obwohl eine stationäre Lösung bisher nicht zu erreichen war, verschwinden die Störungen bei fortgeführter Rechnung nicht. Statt dessen stellt sich im Verlauf der Rechnung eine Oszillation der Strukturen ein, die aufgrund der Verwendung lokaler Zeitschritte aber nicht zeitgenau zu simulieren ist. Das auftreten der Wirbel innerhalb der Ablösung (Abb. 1) ergibt sich aus der starken Krümmung der Stromlinien in diesem Bereich, die zentrifugale Instabilitäten dort begünstigen. Die Form und die geringe Anzahl der Wirbel ist nicht typisch für die Görtlerinstabilität (Abb. 2), läßt sich aber durch die Forcierung größerer Wellenlängen aufgrund der verwendeten Basislösung vom nächst gröberen Gitter erklären.

Vergleiche mit WK-daten liefern in der Druckverteilung durchweg gute Ergebnisse. Wie Rechnungen auf gröberen Gittern gezeigt haben, ist aber für den Wärmestrom eine Transitionsvorhersage im Ablösebereich erforderlich, so daß die Simulation der Instabilität zum jetzigen Zeitpunkt noch keinen Vergleich mit den Messungen erlaubt.

weiteres Vorgehen

Lineare Stabilitätsanalysen im Bereich der abgelösten Strömung sollen das mögliche Auftreten der simulierten Wirbelstrukturen belegen. Instationäre Rechnungen auf den feinsten Klappennetzen sind zur Betrachtung des Zeitverhaltens der strömung notwendig. Weiterhin ist eine Reduzierung der numerischen Viskosität sowie der Nachweis der Wirbel in turbulenten Strömungen geplant.

Literatur

- [1] Kreins, A.F.; Henckels, A.; Maurer, F.: Experimental Studies of Hypersonic Shock Induced Boundary Layer Separation. ZFW 20 (1996): pp 80-88, Springer Verlag 1996
- [2] Domröse, U.; Krause, E.; Meinke, M.: Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Shock-Boundary Layer Interaction. ZFW 20 (1996): pp 89-94, Springer Verlag 1996
- [3] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwamborn, D.: Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: pp 33-1 - 33-11; 1996

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche, Dipl.-Ing. M. Reyer

Institution TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse Sekr. F2
Marchstraße 12-14
10587 Berlin

Telefon: 030 / 314 23975
Telefax: 030 / 314 22955
e-mail: reyer@ilr.tu-berlin.de

Thema Numerische Untersuchungen zum gekoppelten instationären Strömungs- und Temperaturfeld von umströmten Körpern mit innerer Kühlung

Ausgangssituation Im Bereich der Hyperschall- und Wiedereintrittstechnologie spielen instationäre, nichtlineare Wärmeaustauschvorgänge zwischen Strukturen und der Strömung eine sehr große Rolle. Die für den Entwurf solcher Körper notwendige Berechnung der thermischen Strukturbelastung kann dabei nur mit Hilfe zuverlässiger Vorhersagen der zeitabhängigen Wechselwirkung von Strömungs- und Strukturtemperaturen durchgeführt werden. Diese aerothermodynamische Auslegung ist heutzutage ohne den Einsatz numerischer Verfahren nicht mehr denkbar.

Ziel Ziel ist die Entwicklung und der Ausbau eines leistungsfähigen numerischen Verfahrens zur simultanen Berechnung der instationären und wechselwirkenden Temperaturfelder in Strömung und Struktur. Durch die Anwendung dieses direkten Kopplungsalgorithmus soll ein numerisches Werkzeug bereitgestellt werden, welches sich durch hohe Recheneffektivität, Robustheit und Stabilität auszeichnet. Parallel zu den numerischen Untersuchungen werden experimentelle Arbeiten an instationär aufgeheizten Strukturen am Thermowindkanal des Instituts durchgeführt. Ziel hierbei ist die Bereitstellung geeigneter Messdaten zur Verifikation der numerischen Ergebnisse.

Lösungsweg Im Gegensatz zu den bis dato eingesetzten Verfahren der iterativen Kopplung /1/,/2/ und/3/ wird bei der simultanen Kopplung /4/ bei jeder Iteration die Differentialgleichung der Energiefelder in der Strömung und in der Struktur gelöst.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho U\Phi - \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho V\Phi - \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial y}) = S_\Phi$$

Φ	Γ_Φ	S_Φ
U	μ_{eff}	$-\frac{dP}{dx} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff} \frac{\partial U}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu_{eff} \frac{\partial V}{\partial x}) - \frac{\partial}{\partial x}[\frac{2}{3}\mu_{eff}(\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y})]$
V	μ_{eff}	$-\frac{dP}{dy} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff} \frac{\partial U}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu_{eff} \frac{\partial V}{\partial y}) - \frac{\partial}{\partial y}[\frac{2}{3}\mu_{eff}(\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y})]$
H	$\frac{\mu_{eff}}{Pr_{eff}}$	$\frac{\partial P}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x}[\frac{\mu_{eff}}{Pr_{eff}}(U \frac{\partial H}{\partial x} + V \frac{\partial H}{\partial y})] - \frac{\partial}{\partial y}[\frac{\mu_{eff}}{Pr_{eff}}(U \frac{\partial H}{\partial x} + V \frac{\partial H}{\partial y})] + \frac{\partial}{\partial x}[2\mu_{eff}U \frac{\partial H}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu_{eff}U(\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y}) + \mu_{eff}V(\frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x})] + \frac{\partial}{\partial y}[2\mu_{eff}V \frac{\partial H}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu_{eff}V(\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y}) + \mu_{eff}U(\frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x})]$
T	$\frac{\lambda}{c_p}$	$\dot{q}_w$

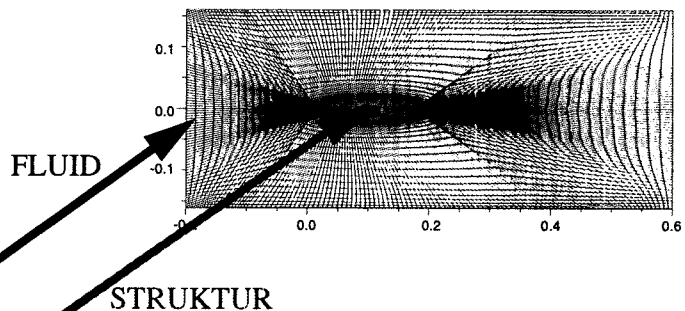


Bild 1: Schematische Darstellung des Lösungsansatzes der simultanen Kopplung

Die Anwendung einer allgemeinen Transportgleichung für das gesamte Rechengebiet ermöglicht hierbei eine einfache programmtechnische Umsetzung.

Ergebnis Neben der unterschiedlichen, materialabhängigen instationären Entwicklung des Temperaturfeldes (Bild2) zeigt sich insbesondere bei Konfigurationen mit diskreten Wärmesenken (Bild3) die Notwendigkeit zur Berücksichtigung der thermischen Wechselwirkung zwischen Strömung und Struktur.

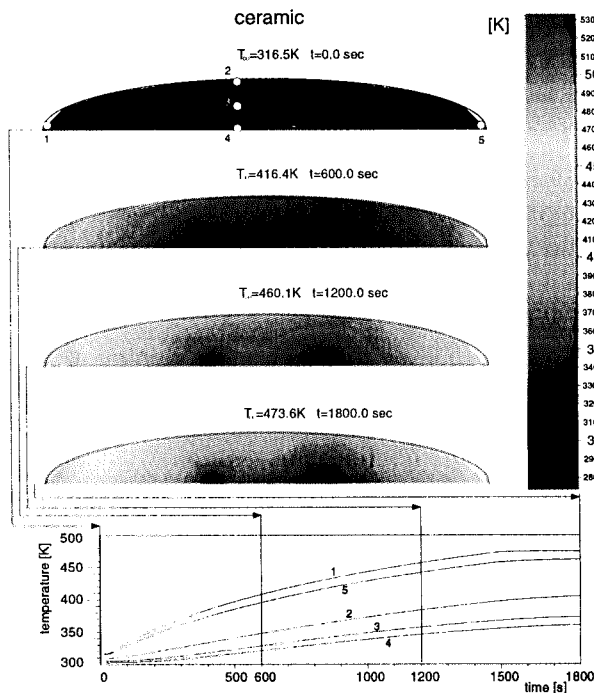


Bild 2: Instationäre Messung der Temperaturentwicklung in einer Keramikellipse

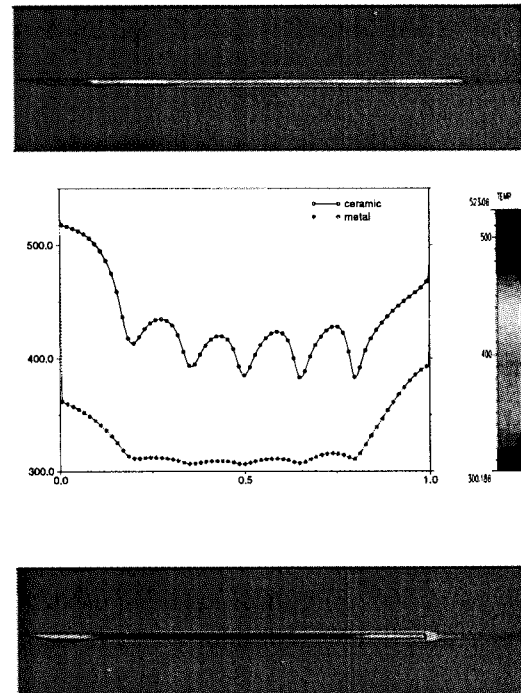


Bild 3: Numerische Simulation des stationären Temperaturfeldes einer ebenen Platte mit einzelnen Wärmesenken

- Literatur**
- /1/ Wald,L.: „Zur numerischen Simulation des thermischen Interaktion zwischen Hyperschallströmungen und Strukturelementen“, Dissertation, TU-Berlin, 1997, VDI-Fortschrittsbericht, Reihe7, Nr 282
 - /2/ Haupt,M.: „Ein Beitrag zur thermischen und mechanischen Analyse von heißen Flugzeugstrukturen“, Dissertation, TU-Braunschweig, 1996, ZLR-Forschungsbericht 96-01
 - /3/ Heselhaus A.: „Ein hybrides Verfahren zur gekoppelten Berechnung von Heißgasströmungen und Materialtemperaturen am Beispiel gekühlter Turbinenschaufeln“, 1997, DLR-Forschungsbericht 97-10
 - /4/ Reyer,M., Nitsche,W.: „Numerical Investigation of the coupled unsteady Flow and Temperatur Field on Flow around Bodies with internal cooling“, Proceedings of the Fourth International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, Dresden, 1999

Weiteres Vorgehen Durchführung weiterer experimenteller Untersuchungen mit optischen Messverfahren (LDA-Geschwindigkeits und Infrarot-Temperaturmessungen) im Thermo- windkanal zur Bereitstellung geeigneter Vergleichsdaten. Voruntersuchungen zur simultanen Kopplung hybrider Verfahren (FVM/FVM strkturiert/unstrkturiert)

Datum Berlin, Oktober 1999

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. H. Olivier

Institution: RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse: Templergraben 55, 52056 Aachen

Telefon: 0241 / 804606

Telefax: 0241 / 8888175

e-mail: olivier@swl.rwth-aachen.de

weitere Partner:

Thema: Ein analytisches Modell zur Bestimmung des Stoßabstandes an stumpfen Körpern im Hyperschall

Ausgangssituation:

Der Stoßabstand, z.B. an Kegeln, ist stark von den chemischen und thermischen Vorgängen abhängig, die in Hochenthalpieströmungen hinter dem Stoß einsetzen. Deshalb dient der Stoßabstand oft zur Validation numerischer Verfahren. Wen und Hornung zeigten mit Hilfe eines empirischen Ansatzes, daß der Stoßabstand außer vom Reaktionsparameter Q und dem Dichteverhältnis über den Stoß ebenfalls vom Dichteverhältnis zwischen Stoß und Körper abhängt.

Ziel:

Das Ziel der hier vorgestellten Arbeit war, ausgehend von den Erhaltungsgleichungen, eine analytische Lösung für den Stoßabstand in reagierenden Strömungen zu finden. Dabei sollte nicht auf bereits bekannte Lösungen zurückgegriffen werden.

Lösungsweg:

Für rotationssymmetrische Strömungen lautet die Kontinuitätsgleichung

$$\frac{\partial}{\partial r}(\rho v r \eta) + \frac{\partial}{\partial \phi}(\rho u \eta) = 0$$

Es wird ein ideal dissoziierendes Gas nach Lighthill vorausgesetzt mit der spezifischen Enthalpie

$$h = (4 + \alpha) RT + \alpha R \Theta_d$$

Die Energiegleichung wird in der Form

$$h + \frac{u^2 + v^2}{2} = \text{konst.}$$

benutzt. Die Impulsgleichungen in radialer und tangentialer Richtung werden durch die beiden Annahmen ersetzt, daß auf der Staulinie die radiale Geschwindigkeitskomponente sowie der tangential Geschwindigkeitsgradient linear vom Radius abhängen.

Ergebnisse:

Mit diesen Annahmen ist für eingefrorene und Gleichgewichtsströmung eine analytische Lösung der Kontinuitätsgleichung möglich, die als Ergebnis die Abhängigkeit des Stoßabstandes von den Dichteverhältnissen über den Stoß, zwischen Stoß und Körper sowie vom tangentialen Geschwindigkeits-

AG STAB

gradienten angibt. Neben den Dichteverhältnissen ist der tangentielle Geschwindigkeitsgradient für die Bestimmung des Stoßabstandes von Bedeutung, da er zusammen mit der Dichte des Strömungsfeldes den das Stauegebiet verlassenden Massenfluß bestimmt.

$$\tilde{\Delta} = \frac{\bar{\Delta}}{2} \frac{\rho_s}{\rho_\infty} = \left\{ \frac{\rho_s}{\rho_\infty} \sqrt{\frac{1}{4} \left[1 + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial \phi} \right)_b \right]^2} - \frac{1}{3} \frac{\rho_s}{\rho_b} \frac{\rho_\infty}{\rho_s} \left[1 + 2 \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial \phi} \right)_b \right] - \frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial \phi} \right)_b \right] \frac{\rho_s}{\rho_\infty} + \frac{\rho_s}{\rho_b} \right\} \cdot \left(\frac{4}{3} + \frac{2}{3} \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial \phi} \right)_b - 2 \frac{\rho_s}{\rho_b} \frac{\rho_\infty}{\rho_s} \right)^{-1} \quad (1)$$

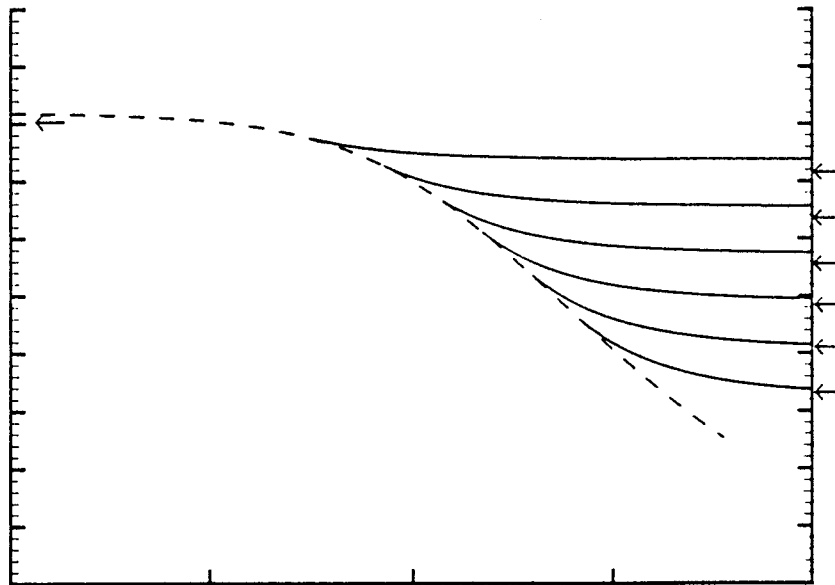


Abb. 1: Stoßabstand als Funktion der Reaktionsrate (Wen und Hornung) und Grenzwerte für eingefrorene und Gleichgewichtsströmung nach dieser Theorie, Gl. (1)

Literatur:

- [1] Wen, C.Y. & Hornung, H.G. 1995 Non-equilibrium dissociating flow over spheres. J. Fluid Mech. 299, 389-405
- [2] Olivier, H. 1999 A theoretical model for the shock stand-off distance in frozen and equilibrium flow. Accepted for publication in J. Fluid Mech.

weiteres Vorgehen:

Erweiterung der beschriebenen Methode für Nichtgleichgewichtsströmungen

Datum: 29.2.2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Hyperschall/Physikalische Grundlagen**

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

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** (0711) 685-3429
D-70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685-3438
e-mail: pagella@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner A. Maslov, A. Kosinov, ITAM Novosibirsk

Thema **Direkte Numerische Simulation der Stoß-/Grenzschicht-Interaktion der ebenen Platte im Hyperschall**

Ausgangssituation Die Stoß-/Grenzschicht-Interaktion hat einen beträchtlichen Einfluß auf die Flugleistungen eines Hyperschallflugzeuges. Typischerweise führt die Wechselwirkung eines Stoßes mit einer Grenzschicht zu Widerstandsanstieg, Strömungsablösung, ungünstigen aerodynamischen Lasten, hoher lokaler aerodynamischer Aufheizung und zu Leistungsverlusten im Triebwerkseinlaufbereich. Eine genaue Vorhersage der im Einzelfall zu erwartenden Phänomene ist äußerst schwierig, da viele Strömungsvorgänge nicht ausreichend bekannt sind. Dies gilt insbesondere für instationäre Vorgänge und deren Auswirkungen auf das zeitlich gemittelte Strömungsfeld.

Ziel Beiträge zum Verständnis instationärer Vorgänge und deren Auswirkung auf das zeitlich mittlere Strömungsfeld in verschiedenen generischen Fällen mit Stoß-/Grenzschicht-Interaktion an der ebenen Platte.

Lösungsweg Im vorliegenden Projekt werden numerische Simulationen auf der Basis der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt. Dazu verwenden wir kompakte Finite-Differenzen/Fourier-Spektral-Verfahren von mindestens 4. Ordnung Genauigkeit. Kleinskalige, numerisch bedingte Oszillationen, verursacht durch die großen Gradienten der Strömungsvariablen beim Durchgang durch den Stoß, werden mit einem impliziten Filter, ebenfalls 4. Ordnung, eliminiert. Durch die gezielte Anregung bestimmter Störungen und Störkombinationen lassen sich die Mechanismen, die in der zu erwartenden laminaren Ablöseblase sowie im übrigen Strömungsfeld ablaufen, sehr zuverlässig untersuchen. Hierzu ist ein Störstreifen an der Wand vorgesehen, welcher Störungen mit vorgegebener Frequenz und Amplitude einbringt. Es stehen ferner verschiedene Wandrandbedingungen für die Platte zur Verfügung: konstante, adiabate und strahlungsadiabate Wandtemperatur.

Ergebnis

Erste quasistationäre, zweidimensionale Ergebnisse zeigt Abbildung 1 anhand der mit dem Anströmwert normierten Dichteverteilung. Die von links kommende Hyperschallströmung hat die Machzahl $Ma = 6$. Der Stoßwinkel bezüglich der Platte beträgt hier $\sigma = 13.2^\circ$, die Temperatur an der Platte $T_w = 300K = \text{const}$ und die Freistromtemperatur beträgt $T_\infty = 78K$. Die Grenzschicht ist deutlich anhand der gegenüber der Anströmung verringerten Dichte zu erkennen, während sich der am oberen Rand eingeleitete Stoß durch eine plötzliche Dichteerhöhung abzeichnet. Da diese Dichteerhöhung auch mit einem Druckanstieg verbunden ist, dem die Grenzschicht nicht folgen kann, löst die Strömung von der Wand ab und bildet eine Ablöseblase. Die dadurch umgelenkte Strömung erzeugt einen Stoß, der schräg nach rechts oben wegläuft und den einfallenden Stoß kreuzt. Vom Auftreffpunkt des Stoßes auf die Grenzschicht geht ein Verdünnungsfächer aus. Hinter der Ablöseblase ist die Grenzschicht dünner als zuvor. Die von der Wiederanlegezone ausgehenden Rekompessionswellen vereinigen sich mit zunehmendem Abstand zur Wand zu einem weiteren Stoß.

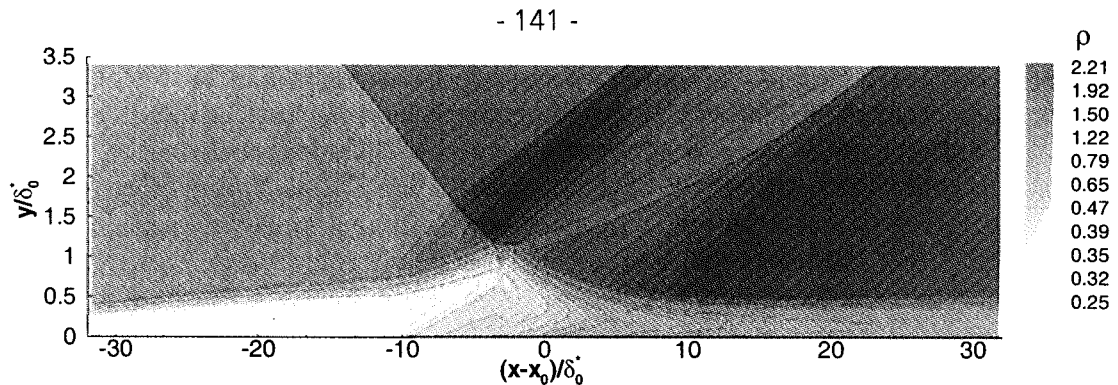


Abbildung 1: Quasistationäre Ergebnisse anhand der Dichteverteilung der von links kommenden Überschallströmung mit $Ma = 6$.

Literatur

EISSLER, W.: *Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in Überschallgrenzschichten*, Dissertation, Universität Stuttgart (1995)

DELERY, J., MARVIN, J.G.: *Shock-Wave Boundary Layer Interactions*, AGARDograph No.280 (1986)

KREINS, A.F., HENCKELS, A., MAURER, F.: *Experimental studies of hypersonic shock induced boundary layer separation*, ZFW 20 (1996) S.80-88 Springer, Berlin, Heidelberg.

DOMRÖSE, U., KRAUSE, E., MEINKE, M.: *Numerical simulation of laminar hypersonic shock-boundary layer interaction*, ZFW 20 (1996) S.89-94 Springer, Berlin, Heidelberg.

weiteres Vorgehen

Vergleich der bereits unter Störungseingabe ermittelten Ergebnisse mit linearer Theorie in 2D, Simulation weiterer interessanter instationärer Strömungsfälle, 3D Simulationen.

Mitteilung

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon: (0551)-709-2884

Telefax: (0551)-709-2870

e-mail: bodo.reimann@dlr.de

weitere Partner:

Arnold Engineering Development Center, USA

Thema:

Zeitaufgelöste Strömungssichtbarmachung von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen in Hochenthalpieströmungen

Ausgangssituation:

Die bisher am Hochenthalpiekanal Göttingen verwendete Apparatur zur Sichtbarmachung erlaubt während der Testzeit nur ein einziges Bild aufzunehmen. Ein zeitaufgelöstes Verfahren soll es ermöglichen, aufgrund von Stoßlagen und deren zeitlicher Entwicklung auf instationäre Effekte sowie die zeitliche Änderung der Anströmung zu schließen. Die Meßzeit von etwa einer Millisekunde erfordert eine Sichtbarmachung mit hoher Frequenz. Für detaillierte Untersuchungen des Strömungsfeldes ist eine hohe Auflösung wünschenswert.

Ziel:

Aufbau eines System zur zeitaufgelösten Strömungssichtbarmachung am Hochenthalpiekanal Göttingen und dessen Anwendung bei der Untersuchung von Zylinderumströmungen und Strömungsfeldern mit Stoß-Stoß-Wechselwirkung. Von besonderem Interesse ist die Wechselwirkung der abgelösten Zylinderkopfwelle mit einer Keilstoßwelle, die auf die nach Edney benannten Interferenztypen I bis VI führt.

Lösungsweg:

Probeweise wird am Hochenthalpiekanal ein System bestehend aus einem gepulsten Kupfer-Dampf-Laser vom Typ LS 20-50 der Firma Oxford Lasers und einer rotierenden Tromelkamera Modell 321 der Firma Cordin aufgebaut. Das System wird im Rahmen einer Kooperation vom Arnold Engineering Development Center (USA) zur Verfügung gestellt. Um mit früheren Messungen Korrelationen herzustellen, werden zusätzlich Oberflächendrücke und Wärmeübergänge gemessen.

Ergebnis:

Ablation von den Innenwänden des Stoßrohres führt zu einem geringen Anteil von Kupfer in der Strömung. Bei den hohen Temperaturen in der Stoßschicht vor einem stumpfen Körper befinden sich diese Atome in einem angeregten Zustand. Sie absorbieren das Laserlicht. Zur Vermeidung der Absorption wird mit dem Kupfer-Dampf-Laser ein Farbstofflaser gepumpt. Vor der eigentlichen Meßzeit wird eine Deformation der Zylinderkopfwelle beobachtet, die mit einem erhöhten Wärmeübergang einhergeht.

Die wahrscheinliche Ursache ist die Wechselwirkung der Kopfwelle mit in der Strömung vorhandenen Partikeln. Am Ende der Meßzeit führt eine Änderung der Gaszusammensetzung durch in die Düse eintretendes Treibgas zu einer Verschiebung der Stoßlagen, insbesondere des Abstandes der Kopfwelle vom Zylinder. Der Vergleich der zeitlichen Änderung dieses Abstandes mit numerischen Ergebnissen ermöglicht Rückschlüsse auf die Konzentration des Treibgases.

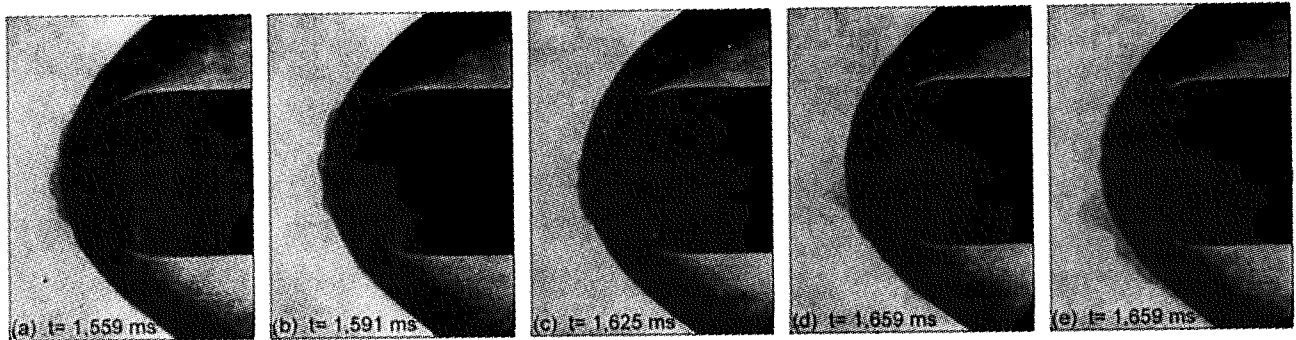


Abbildung 1: Schattenbilder einer Zylinderumströmung aus Versuch 470. Die Bilder wurden bei Versuchsbedingung I in Luft mit einer Frequenz von 30 kHz vor Beginn der Meßzeit aufgenommen. Das Licht des Kupfer-Dampf-Lasers wird in der Stoßschicht absorbiert.

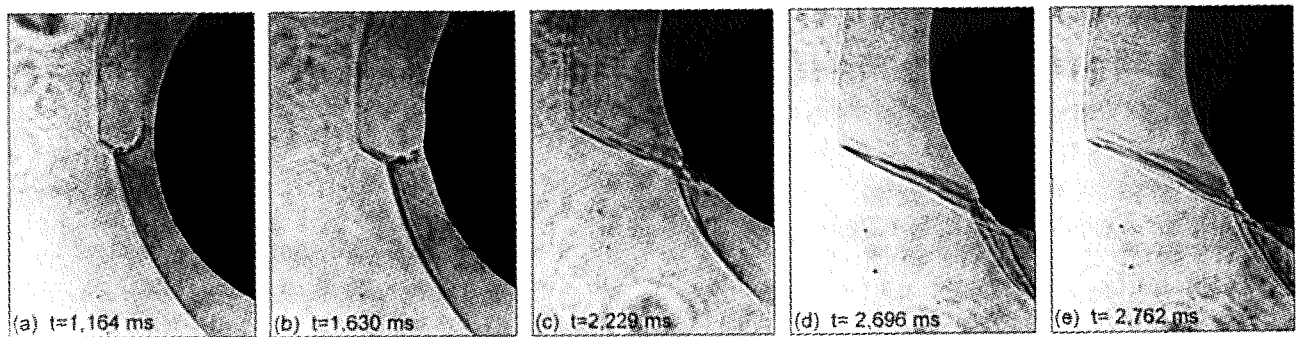


Abbildung 2: Schattenbilder einer Stoß-Stoß-Wechselwirkung aus Versuch 476. Die Bilder wurden bei Versuchsbedingung I in Luft mit einer Frequenz von 15 kHz und unter Verwendung des Farbstofflasers aufgenommen.

Weiteres Vorgehen:

Integration des Systems als permanente Meßmethode am Hochenthalpiekanal.

Literatur:

- [1] B. Reimann (2000) Zeitaufgelöste Strömungssichtbarmachung von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen in Hochenthalpieströmungen. *DLR-IB 223-2000 A 07*, Göttingen.
- [2] K. Hannemann, B. Reimann, M. Schnieder (1999) Combined Experimental and Numerical Characterisation of the HEG Test Section Flow. *Proceedings of the 22nd International Symposium on Shock Waves*, London.
- [3] V. Hannemann, M. Schnieder, B. Reimann, G. Eitelberg (1999) Bow shock disturbance due to shear layer instability in hypervelocity shock wave interaction. *Proceedings of the 22nd International Symposium on Shock Waves*, London.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Hyperschall

Ansprechpartner:

Mathis Rosenhauer, Klaus Plähn, Klaus Hannemann

Institution:

Institut für Strömungsmechanik, Abt. Aerothermodynamik, DLR Göttingen

Adresse:

Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Tel. 0551 709 2395, Fax 0551 709 2800

Thema:

Simulation des Strömungsfeldes von 0.5 und 2N Düsen mit einem Navier-Stokes – DSMC - Hybridverfahren und Vergleiche mit Messungen

Ausgangssituation:

Das Strömungsfeld von Triebwerken, wie sie üblicherweise für die Lageregelung von Satelliten eingesetzt werden, ist durch den Übergang vom Kontinuum bis hin zum hochverdünnten Bereich gekennzeichnet. Das gesamte Strömungsfeld der Düsenexpansion ist in der Simulationsanlage für Treibstrahlen Göttingen (STG) für Messungen zugänglich. Die rechnerische Simulation eines solchen Strömungsfeldes ist jedoch mit dem Problem konfrontiert, Bereiche mit Änderungen der Teilchendichte über mehrere Größenordnungen zu behandeln. Es existiert kein Verfahren, welches das gesamte Strömungsfeld effizient berechnen kann, so daß fuer das jeweilige Gebiet geeignete Verfahren gekoppelt werden müssen.

Ziel:

Ein zuverlässiges Werkzeug zur effizienten Simulation der gesamten Düsenexpansion, welches den Kontinuumsbereich durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichung bestimmt, während der verdünnte Bereich mit DSMC[1] simuliert wird.

Lösungsweg:

Die Kontinuumsströmung innerhalb der Düse wird mit einem Navier-Stokes-Verfahren berechnet. Ab einem bestimmten Punkt verlieren die Navier-Stokes Gleichungen ihre Gültigkeit, da die Abweichung von einer Gleichgewichtsverteilung zu groß wird. Diese Grenze im Strömungsgebiet muß mittels eines geeigneten Parameters bestimmt werden, welcher von den makroskopischen Strömungsgrößen abhängt [2], welche die Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen liefert. Die Strömungsgrößen an der so bestimmten Grenze werden dann verwendet, um die Einstrombedingungen

für das restliche Simulationsgebiet festzulegen, das mittels DSMC berechnet wird. Bei diesem Ansatz vollzieht sich der Informationstransport nur vom Kontinuumsbereich in den verdünnten Bereich, was eine sukzessive Berechnung der Gebiete ermöglicht und im Falle der Düsenexpansion den Informationstransport auch korrekt wiedergibt.

Ergebnis:

Die Simulationen der mit einer DASA 0.5N- und 2N-Düse mit Stickstoff gemessenen Fälle ergaben gute Übereinstimmung für axiale und radiale Teilchenfluß profile. Abbildung 1 zeigt ein Winkelprofil des Teilchenflusses der 2N-Düse bei einer Austrittsreynoldszahl von 800 und einem Abstand von 0.5m vom Düsenaustritt. Die experimentellen Daten wurden mit einer Patterson-Sonde gemessen.

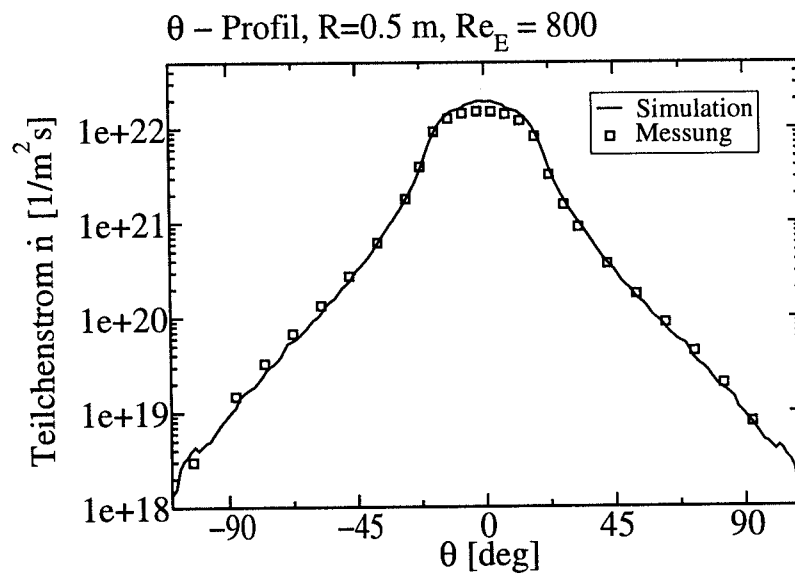


Abbildung 1:

Literatur

- [1] G. A. Bird. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Oxford University Press, 1994.
- [2] I. D. Boyd, G. Chen, and G. V. Candler. Predicting failure of the continuum fluid equations in transitional hypersonic flows. *Phys. Fluids*, 7(1):210–219, January 1995

Datum:

14. Oktober 1999

MITTEILUNG

Projektgruppe/**Fachkreis****Ansprechspartner****Institution****Adresse**

Hyperschall

Jan Martinez Schramm

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Bunsenstr. 10,
37073 Göttingen

Telefon

0551 709 2323

Telefax

0551 709 2800/2870

Email

Jan.Martinez@dlr.de

Datum

Februar, 1999.

Thema

Verhalten von Ablöseort und Wärmeübergang beim voll abgelöster Strömung in chemisch reagierender Hyperschallströmung.

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 um eine Steuerklappe an solch einem Raumgleiter vergleichbar ist, siehe Bild 1.

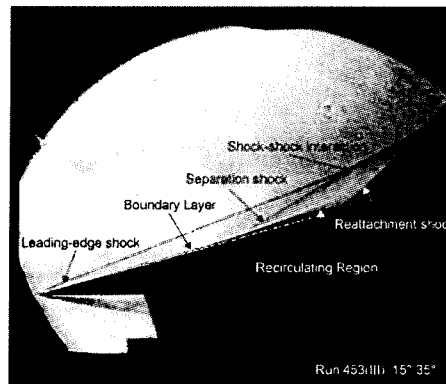


Bild 1

Charakteristische Größen zur Klassifizierung der Strömungsvorgänge sind die Länge der Ablöseblase, und der Wärmeübergang am Wiederanlegepunkt. Die Hochtemperatureffekte 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.

Ziel

Der Einfluß von Hochtemperatureffekten auf die Ablösung der Grenzschicht soll im HEG untersucht werden. Bestehende Untersuchungen beinhalten entweder nicht die Effekte, die ein chemisch reagierendes Gas bei hohen Temperaturen bei der Ablösung hervorrufen kann, oder konnten keine eindeutige Klärung bringen.

Lösungsweg

Das Modell wurde mit Drucksensoren und Thermoelementen ausgerüstet um Druckverläufe und Wärmerübergangverläufe zu bestimmen. Weiterhin sind die Stoßlagen und -abstände und die Entwicklung der Ablösung durch eine Sichtbarmachung mit

holographischer Interferometrie und zeitaufgelösten Schlierenaufnahmen untersucht worden.

Ergebnisse

Das Bild 1 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. Bild 1 ist ein Frame aus einem Film, der die Entstehung der Separationszone zeitlich dokumentiert. Die Filme wurden mit 15 kHz aufgenommen und bestehen aus

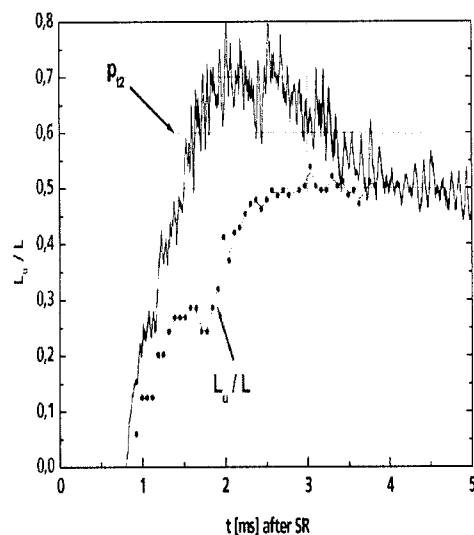


Bild 2 Länge der Separationsblase über Versuchszeit

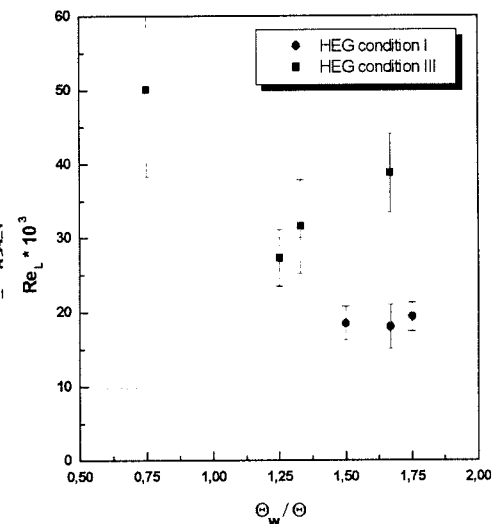


Bild 3 Länge der Separationsblase bei verschiedenen Enthalpien

insgesamt 50 Bildern deren individuelle Auswertung in Bild 2 dargestellt wird. Die Auswertung der Separationslängen (siehe Bild 3), zeigt eindeutig eine Änderung des Ablöseverhaltens bei unterschiedlichen Enthalpien.

Weiteres Vorgehen Neben der optischen Messung der Ablöselänge 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 Größen 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 **Telefon:** 0551/ 709-2803
37073 Göttingen **Telefax:** 0551/ 709-2811
 e-mail: erich.schuelein@dlr.de

weitere Partner Dr. A.Zheltovodov, ITAM Novosibirsk, Rußland

Thema: Entstehung der 3-D Ablöseblase in einer turbulenten Grenzschicht zwischen zwei vertikalen Keilen im Hyperschall

Ausgangsposition:

Ungeachtet der intensiven Erforschung von Strömungen mit 3-D Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen gibt es immer noch einige ungeklärte Fragen. Die Eigenschaften der Strömung mit beginnender Ablösung von der Wand, sowie die sichere Vorhersage der entsprechenden kritischen Bedingungen gehören definitiv dazu.

Ziel:

Es sollen experimentelle Untersuchungen der Entwicklung der Strömung mit Ablösung im Bereich einer Stoß/Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung zwischen zwei vertikal stehenden Keilen an einer ebenen Platte durchgeführt werden.

Lösungsweg:

Die Experimenten sollen mit Hilfe von einfachen Visualisierungsverfahren im Rohrwindkanal des DLR in Göttingen durchgeführt werden.

Ergebnis:

Die Surface Reflective Visualization (SRV)- Technik zusammen mit der Ölflußsichtbarmachung sind benutzt worden um in einem Versuch möglichst viel Informationen über die 3-D Stoß/ Grenzschicht Wechselwirkung in der Nähe des Doppelkeiles auf einer ebenen Platte zu kriegen. Das SRV System ist eine Ableitung des Double-Pass-Shadowgraph-Systems, in dem die Rolle des Spiegels von der reflektierenden Modelloberfläche übernommen wird (Bild 1, links). Ein paralleles Lichtbündel wird während des Versuches möglichst senkrecht zur Oberfläche des Modells geschickt und das reflektierte Schattenbild von einer CCD-Kamera aufgenommen. Die teils durchsichtige Ölfarbschicht an der Wand bildet gleichzeitig im Durchlicht ein kontrastreiches Wandstromlinienbild. Das resultierende Bild (Bild 1, rechts) macht die Stromlinien- und die Stoßstruktur im Bereich der Stoß/Stoß/Grenzschicht - Wechselwirkung zwischen zwei symmetrischen Keilen $18^\circ \times 18^\circ$ sichtbar[1]. Im Schattenbild sind natürlich nur die Stöße zu sehen, die auch nahezu senkrecht zur Platte ausgerichtet sind. In diesem Fall sind das nur die gekreuzte primäre Verdichtungsstöße, die von den beiden Fins erzeugt werden. Eine 3-D Ablöseblase im Bereich der Stoßtreffstelle kann man dabei gut anhand der Stromlinien erkennen. Die Entstehung dieser Ablöseblase beim Erhöhen des Winkels von 16° bis 18° konnte mit gezielten Versuchen beobachtet werden (Bild 2 a-c, links). Entsprechende Skizzen (Bild 2, rechts) zeigen die Richtung und die Struktur der Wandströmung (Bild 2, rechts). Eine sichere Deutung der

Datum: 12.10.99

AG STAB

Strömungsrichtung ist nur bei einer kontinuierlichen Videoaufnahme der Ölanstrichbilder im Versuch möglich. Anhand dieser Daten, kann man sehen, daß eine größere 3-D Ablöseblase mit auftretender Rückströmung bei angegebenen Bedingungen erst mit dem Erreichen von $\beta = 18^\circ$ im untersuchten Bereich eintritt. Dabei wurde eine Zwischenphase entdeckt, in der eine lokale „hängende“ Ablöseblase im Bereich des Treffpunktes von S_1 und S'_1 zu sehen war (Bild 2b). Die Ergebnisse zeigten außer dem eine wesentlich höhere „kritische“ Stoßintensität bei der Entstehung der Ablöseblase, als es bis jetzt in den meisten Untersuchungen angenommen wurde.

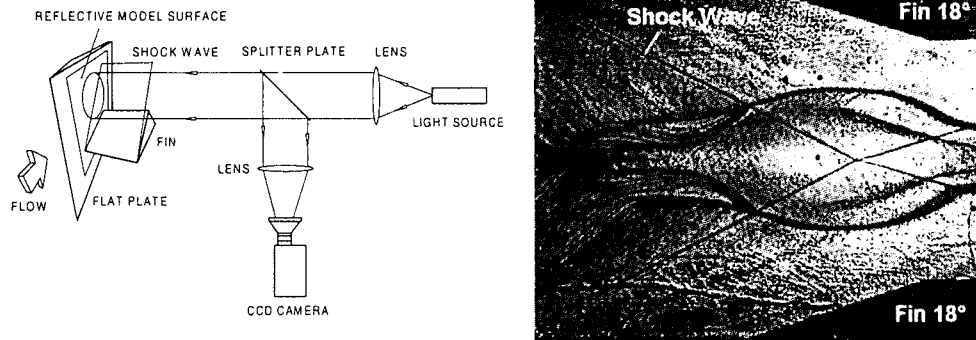


Bild 1. SRV- Versuchsaufbau und das resultierende Schatten/Stromlinien-Bild für den $18^\circ \times 18^\circ$ -Doppelkeil bei $M = 5$ im RWG

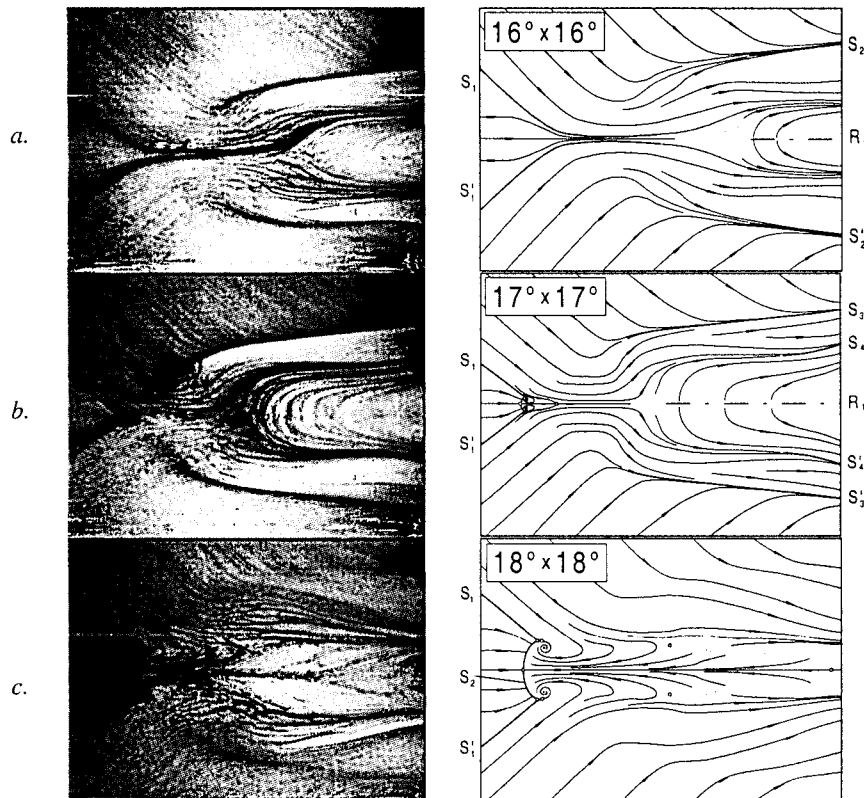


Bild 2. Entwicklung der Ablöseblase im Bereich der Mittellinie bei $M_\infty = 5$, $Re_\infty = 40 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$, Abstand zwischen den Keilen (A - Eingang, B- Ausgang): $B = 100 \text{ mm}$; $A/B = 1.85$ (a); $A/B = 1.9105$ (b); $A/B = 1.96$ (c).

Literatur:

1. 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

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher / AR Dr.-Ing. J. Müller		
Institution	Universität der Bundeswehr München Institut für Luftfahrttechnik		
Adresse	Werner-Heisenberg-Weg 39 D-85577 Neubiberg	Telefon: Telefax:	089 / 6004 2384 089 / 6004 3561
	e-mail: werner.staudacher@unibw-muenchen.de		
Thema	Dynamisches Verhalten einer abgelösten Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung		

Ausgangssituation

Die vollturbulente abgelöste Stoß/Grenzschicht Wechselwirkung an einer Anlaufstrecke/Rampe Konfiguration ist als instationäres Strömungsphänomen bekannt. Für das tiefere Verständnis der physikalischen Zusammenhänge ist von Interesse, ob diskrete Frequenzen oder zumindest bevorzugte Frequenzbereiche vorliegen.

Ziel

Mit Hilfe geeigneter Meßmethoden soll das Schwingungsverhalten der Stoß/Grenzschicht Interaktion im Machzahlbereich $M = 2.3$ bis 2.95 bei Reynoldszahlen zwischen $28 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ und $56 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ untersucht werden. Im Vorfeld soll die Schwingung der Kanalstruktur bestimmt werden, um eine denkbare Koppelung mit der Strömung festzustellen.

Lösungsweg

Zur Bestimmung der Schwingung der Kanalstruktur wurde ein optischer Meßaufbau entworfen und realisiert. Dieser nutzt die Ablenkung eines Laserstrahles durch einen an der schwingenden Struktur befestigten Spiegel. Als Detektor dient ein sogenannter PSD (Position Sensitive Device). Die abgegebene Spannung ist in zwei orthogonalen Richtungen abhängig vom Auftreffpunkt des Lasers auf dem Sensor.

Die Interaktion selbst wird durch eine 1265 mm lange Anlaufstrecke (die Grenzschichtdicke beträgt 13.2 mm unmittelbar vor der Rampe) und einer sich anschließenden 90 mm langen 24° -Rampe erzeugt. Das Modell weist eine Breite von 300 mm auf und ist spannweitig bündig in den Windkanal eingebaut.

Zur Erfassung des instationären Strömungsverhaltens sind Druckaufnehmer mit einem Frequenzmeßbereich bis 500 kHz in spannweitiiger Mitte des Modells eingebaut. Die gewonnenen Signale werden sowohl mit Fast-Fourier-Algorithmen als auch mit einfachen Abzählkriterien ausgewertet.

Ergebnis

Die Messungen zur Windkanalschwingung ergeben diskrete Frequenzen im Bereich von 15 bis 30 Hz, wobei dieser Wert von der Meßstelle (Vorkammer / Meßstrecke / Diffusor) und der Schwingungsrichtung abhängt.

Die Druckmessungen lassen eine Bestimmung der Amplituden des Stoßfußes zu. Die zeitliche Mittelung ergibt seine Position als Funktion der Mach- und Reynoldszahl. Bezüglich des gesamten λ -Stoß-Gebietes können rein stochastische Schwingungen im Meßbereich bis 25 kHz beobachtet werden. Dabei ergeben die FFT-Analysen eine leichte Betonung der Frequenzen im Bereich um 250 Hz und 10 kHz.

Abb. 1 zeigt exemplarisch ein Versuchsergebnis. Die Druckverläufe der Aufnehmer Kulite 1 bis 8, eingebaut in Hauptströmungsrichtung, zeigen den stoßinduzierten starken Anstieg des statischen Druckes als Funktion von Ort und Zeit.

Ein Einfluß der Strukturschwingungen des Windkanals auf die Stoßoszillation konnte nicht nachgewiesen werden.

AG STAB

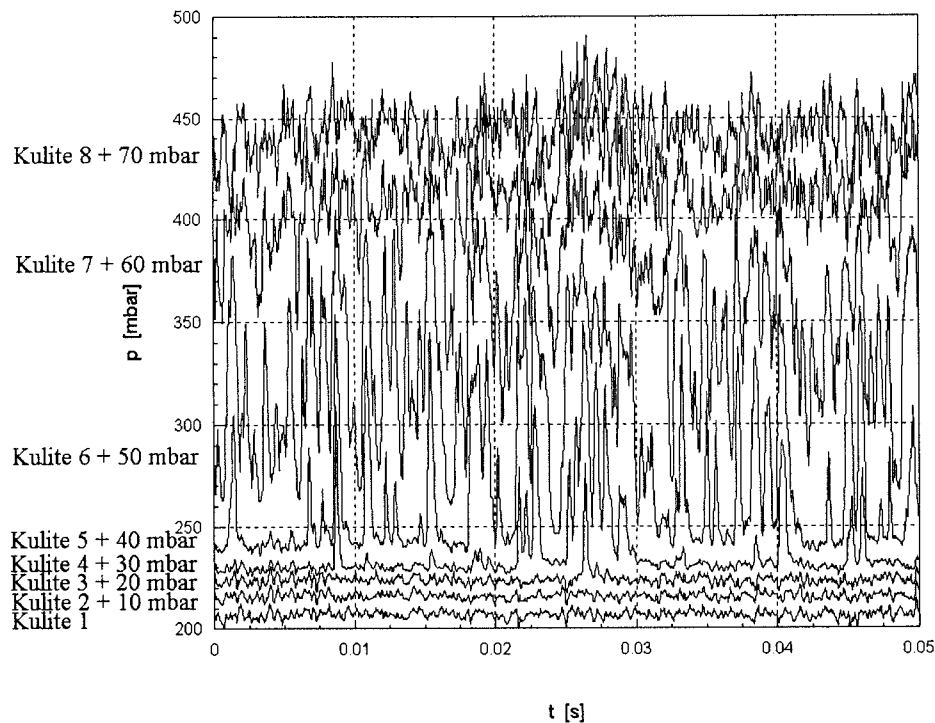


Abbildung 1: Statische Druckverläufe bei $M= 2.75$ und $Re= 44.7 \cdot 10^{-6} \text{ m}^{-1}$

Kulite Nr.	1	2	3	4	5	6	7	8
Abstand von der Rampe (stromaufwärtige Richtung) [mm]	85	45	41	38	35	32	29	26

Literatur

- [1] Friedrich, W.: Untersuchungen zur Verdichtungsstoßschwingung im Überschall an einer Anlaufstrecke-Rampe-Konfiguration, Semesterarbeit, Institut für Luftfahrttechnik, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 1997
- [2] Müller, J.: Experimentelle Grundlagenuntersuchungen von supersonischen Rezirkulationsphänomenen an einer Rampenkonfiguration, Dissertation, Institut für Luftfahrttechnik, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 1998
- [3] Reisinger, D.: Experimentelle Untersuchungen zur stoßinduzierten Ablösung an zweidimensionalen Rampen im Überschall, Dissertation, Institut für Luftfahrttechnik, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 1997
- [4] Thieme, M.: Untersuchung des Eigenschwingungsverhaltens der Kanalstruktur am Trisonischen Windkanal München (TWM), Studienarbeit, Institut für Luftfahrttechnik, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 1997

Weiteres Vorgehen

Dichter gestaffelte und über eine größere Lauflänge angeordnete Druckaufnehmer sollen detailliertere Kenntnisse über den Zusammenhang zwischen Mach-, Reynoldszahl und den Abmessungen des λ -Stoß-Gebietes liefern. Die Messungen werden durch Ölanstrichbilder und schlierenoptische Aufnahmen ergänzt.

Datum: 20.02.2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall/
Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Chen-Ching Ting
Institution: RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut
Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen
Telefon: (0241)-80 4358
Telefax: (0241)-8888 257
Email: ting@aia.rwth-aachen.de
Weitere Partner: SFB 253

Thema: Charakteristische Untersuchungen des vereinfachten ELAC 1c Modells in Überschallanströmung

Ausgangssituation: Die experimentellen Untersuchungen am Raumtransportsystem ELAC 1a werden mit der Betrachtung physikalischer Phänomene an der Konfiguration ELAC 1c fortgesetzt [1]. ELAC 1c ist die Kombination der Unterstufe mit der Oberstufe. Dabei sind die Stoß-Stoß-Wechselwirkungen (bei höheren Machzahlen oder großen Anstellwinkeln) und die Stoß-Wirbel-Interaktion (bei großen Anstellwinkeln) zwischen Ober- und Unterstufe von besonderem Interesse.

Ziel: Diese Arbeit ist eine Voruntersuchung zum ELAC 1c mit einer vereinfachten Oberstufe. Dabei handelt es sich um einen zylindrischen Halbkörper mit konvex konischer Nase (Abb. 1). Bei Überschallanströmung bildet sich ein abgelöster Stoß vor der vereinfachten Oberstufe. Dieser Stoß kann mit dem Bugstoß der Unterstufe bei höheren Machzahlen (z.B. $Ma_\infty = 7$) oder mit dem sogenannten eingebetteten Stoß und dem Wirbel der Unterstufe bei großen Anstellwinkeln (z.B. $\alpha = 15^\circ$) zusammentreffen. Die Visualisierung solcher physikalischen Phänomene dienen als grundlegende Informationen für die numerische Simulation und auch für weitere Messungen z.B. des Wärmeübergangs. Die Sichtbarmachung der Strömung um ELAC 1c ist das Hauptziel dieser Arbeit.

Lösungsweg: Um die charakteristische Umströmung am vereinfachten ELAC 1c zu analysieren, sind Farbschlieren-, Vapor-Screen- und Ölanstrichverfahren im Windkanal angewandt worden.

Ergebnis:

Stoß-Stoß-Wechselwirkung: Die Stoß-Stoß-Wechselwirkung ist immer ein Schwerpunkt in der Raumfahrtforschung. Wobei die Wechselwirkungen zweier schwacher Stöße und eines starken mit einem schwachen Stoß bereits häufig diskutiert worden sind [3, 5]. Bei der Konfiguration ELAC 1c werden möglicherweise bei höheren Machzahlen von z.B. $Ma=7$ zwei Stoßwellen interagieren. Die Wechselwirkung würde große Wärmelasten auf der Oberstufe hervorrufen [3]. Abb. 2 zeigt die Stoßlinien der Unterstufe aus der Farbschlieren Aufnahme. Dabei sind die Berechnungen am Keil mit idealem Gas simuliert worden.

Die Untersuchungen zu eingebetteten Stoßwellen eines Deltaflügels finden sich z.B. in [2, 4]. Die Wechselwirkung zwischen eingebettetem Stoß und Bugstoß ist z.B. für die Flugstabilität von Interesse, da die Position der eingebetteten Stoßwelle durch geringe Lageänderung starken Schwankungen unterliegt. Abb. 3 zeigt eine Stoß-Stoß-Wechselwirkung. Der eingebettete Stoß und der Bugstoß werden im Ölanstrichbild durch Linien verdeutlicht.

Stoß-Wirbel-Wechselwirkung: Ein weiteres Thema für die Forschung an ELAC 1c ist die Stoß-Wirbel-Wechselwirkung. Abb. 4 zeigt eine Vapor-Screen-Aufnahme mit einer Bugstoß-Primärwirbel-Interaktion.

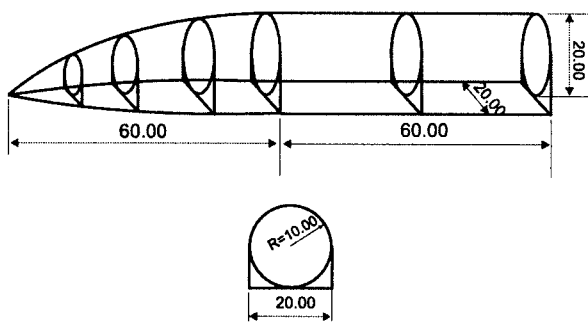


Abb. 1: Vereinfachtes Oberstufen-Modell.

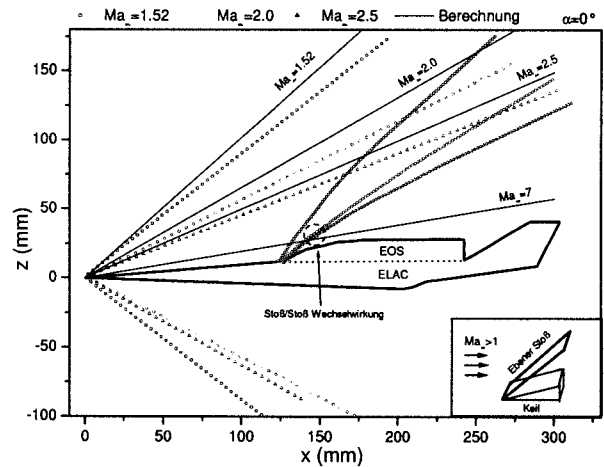


Abb. 2: Stoß-Stoß-Wechselwirkung.

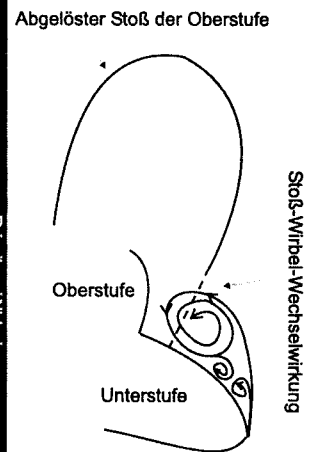
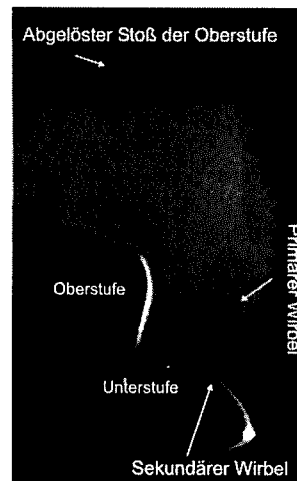
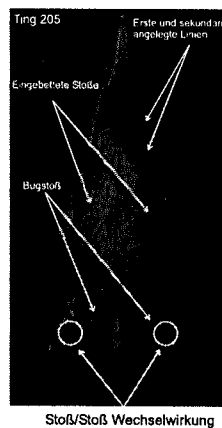
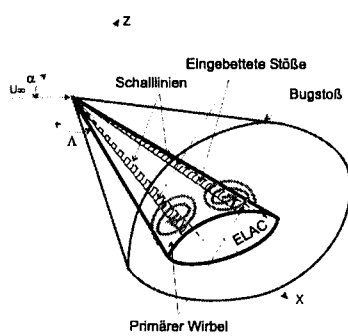


Abb. 3: Wechselwirkung des eingebetteten Stoßes mit dem abgelösten Stoß. (Ma=1,53 $\alpha = 15^\circ$)
Abb. 4: Stoß-Wirbel-Wechselwirkung. (Ma=1,99 $\alpha = 15^\circ$)

Literatur

- [1] Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen. Sonderforschungsbereich 253, 1995. Arbeits- und Ergebnisbericht.
- [2] Brodetsky, M.D. and Shevchenko, A.M. *An experimental study of supersonic flow on the leeward side of a delta wing*. Thermophysics and Aerodynamics, 5(3):281-291, 1998.
- [3] Edney, B. *Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock*. FFA Report 115, Aeronautical Research Institute of Sweden, 1968.
- [4] Stanbrook, A. and Squire, L.C. *Possible types of flow at swept leading edges*. Aeronautical quarterly, 15(Part 1):72-82, 1964.
- [5] Ting, C.-C. *Wechselwirkung von Stoßwellen und Expansion eines Freistrahls unter Berücksichtigung der Dissoziation in Hochenthalpieströmungen*. DLR-IB 223-97 A 38, 1997.

Weiteres Vorgehen: Im Rahmen dieser Arbeit werden die physikalischen Phänomene an der Konfiguration ELAC 1c experimentell untersucht, wobei ein Schwerpunkt auf der Betrachtung des Wärmeübergangs liegt.

Datum: Februar 2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis:

Ansprechpartner: S.B.Verma, Humboldt Fellow
G.Koppenwallner

Institution: HTG Hyperschall Technologie Göttingen

Adresse: Max-Planck Strasse 19
37191 Katlenburg-Lindau

Telefon: (05556) 5025

Telefax: (05556) 1885

e-mail: HTG-Mail@t-online-de

Weitere Partner:

Thema: Experimental study of shock unsteadiness on a hyperboloid flare using Laser Schlieren

Ausgangssituation:

The unsteadiness of the shock wave [1], [2], [3], particularly when the flow is separated, is one of the little known characteristics in shock-wave/boundary-layer interaction. Even so, our present understanding of these complex flows is rather limited and many physical aspects are not well understood. Such unsteadiness as manifested in the large-scale oscillations of the shock wave can have important practical implications on local heat-transfer rates, noise generation, and aerodynamic loading on high-speed aircraft structures. The causes of flow oscillations are not fully understood and as such an attempt is made to study this behavior using Laser Schlieren setup developed at HTG.

Ziel:

The aim of the present study is to investigate the phenomena of shock unsteadiness in more detail. Most of the previous investigators have used pressure taps on the model surface to obtain voltage signals. However, fabrication of these pressure taps puts a limit to the detailed flow analysis. Further, the above technique is limited to flow analysis only on the model surface and not above the surface which may be crucial to gain insight of the various processes involved. Keeping in view this aspect, an instrumentation has been developed using Schlieren principle with Laser as the light source. The system is more accessible and can be used to analyse a larger section of the flow in one go and can be moved to cut any section of the flow field.

Lösungsweg:

The parallel laser sheet is passed through the test section and made to fall on an array of 16 photodiodes placed on the other side of the test section. Figures 1 and 2 show a schematic of the laser Schlieren system set up and the hyperboloid model used in the present investigation, respectively. Since the response time of the photodiodes is extremely small (4 nanosecs) extremely high frequency shock oscillations can be detected using this optical technique. When the laser sheet touches an oscillatory shock, the scattered light appears periodically, and a time trace obtained from the array of photodiode shows unsteady voltage signals. The system thus makes use of the index of refraction fluctuations to produce voltage signal fluctuations.

The primary advantage of the current method over the quantitative Schlieren or Shadowgraph system lies in its simplicity and accessibility and can be used to analyse a large section of the flow in a single shot. Further, the arrangement can be moved to cut any section of flow, both horizontally and vertically. The laser Schlieren technique seems to be more promising than a system based on absorption or scattering because (1) the sensitivity of the Schlieren system can be adjusted to permit measurement of much smaller fluctuations than is possible with the other two systems, and (2) the Schlieren signals are more directly related to a property of the flow, i.e., density.

Ergebnis:

Figures 3(a)-(b) show the time history of voltage fluctuations obtained using the Laser Schlieren method. For this purpose the flow field is scanned by moving the laser sheet at closely spaced points and kept 0.6 mm above the model surface. The plot shows only the data obtained from a single channel close to the surface at different streamwise points along the model surface. These plots clearly indicate the streamwise oscillatory motion or „flapping“ of the shock wave at the separation and reattachment regions. Before the separation point no oscillations in the flow can be detected. Similar is the case in the recirculation region. Figure 4(a)-(d) show the time traces of voltage fluctuations from 5 active channels normal to the freestream flow direction at selected positions where detailed flow analysis is required.

The shock unsteadiness further shows dependence on Reynolds number (plots not shown) the study of which is being currently carried out.

Literatur:

[1] A.L. Kistler, „Fluctuating wall pressure under a separated supersonic flow“, *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 36, No.3, pp. 543-550, 1964.

[2] D.S. Dolling and M.T. Murphy, „Unsteadiness of the separation shock wave structure in a supersonic compression ramp field“, *AIAA Journal*, Vol. 21, No.12, pp. 1628-1634, 1983.

[3] D.J. Maull, „Hypersonic flow over axially symmetric spiked bodies“, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 8, Part 4, pp. 584-592, 1969.

Weiteres Vorgehen:

The above flow analysing technique will be used to study the effect of Reynolds number and model geometry on shock oscillations. The data so obtained will also be used to study the frequency content of the unsteadiness of the fluctuating behavior observed.

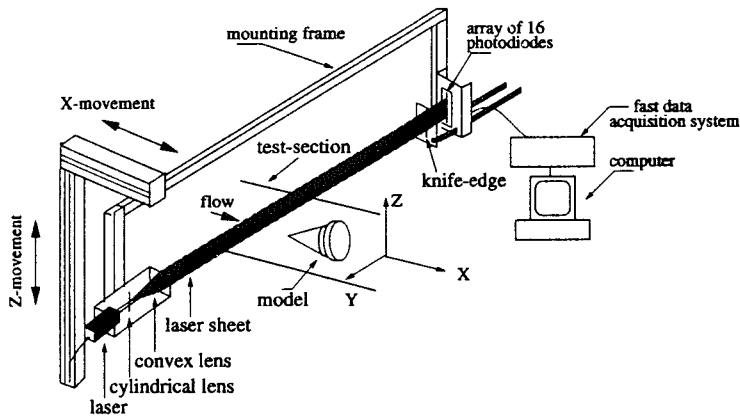


Figure 1: Schematic of the Laser Schlieren system set up

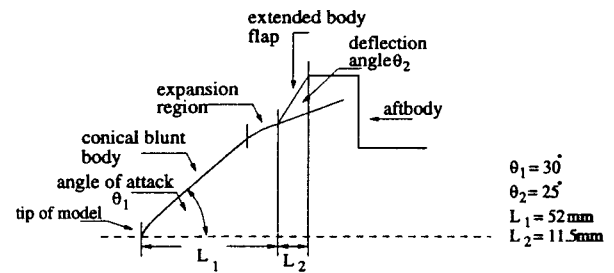


Figure 2:

Sketch of the hyperboloid flare model used in the present study

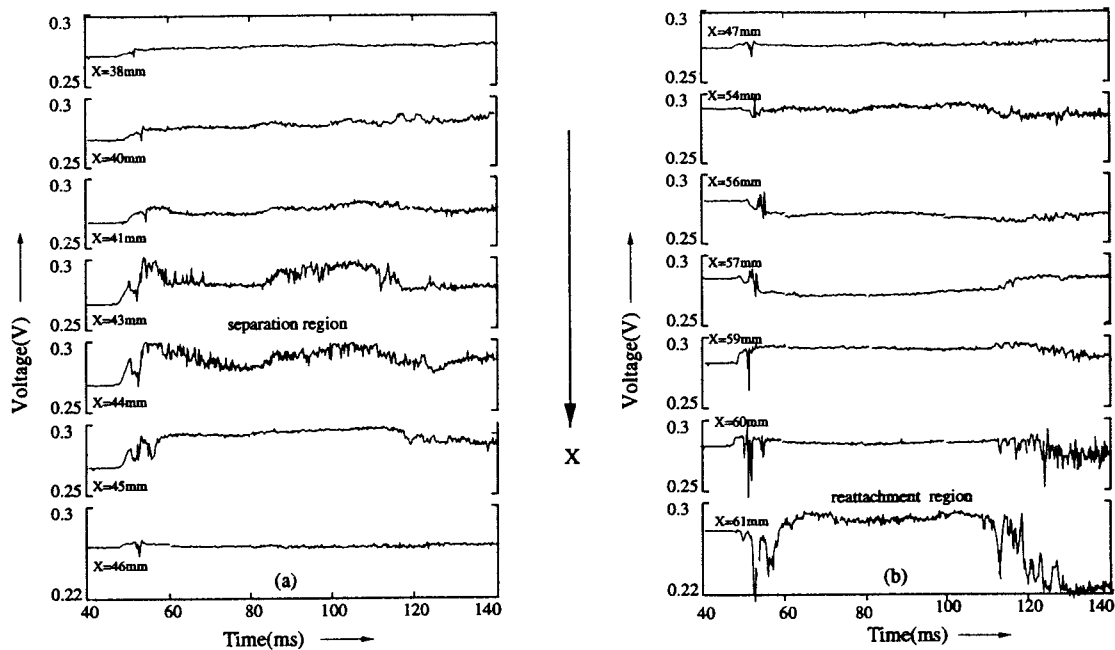


Figure 3: Time-history of voltage fluctuations for hyperboloid model in streamwise direction(all distances are measured with the tip of the model as the reference); $M = 9.0$, Charge tube pressure = 25 ± 0.2 bar

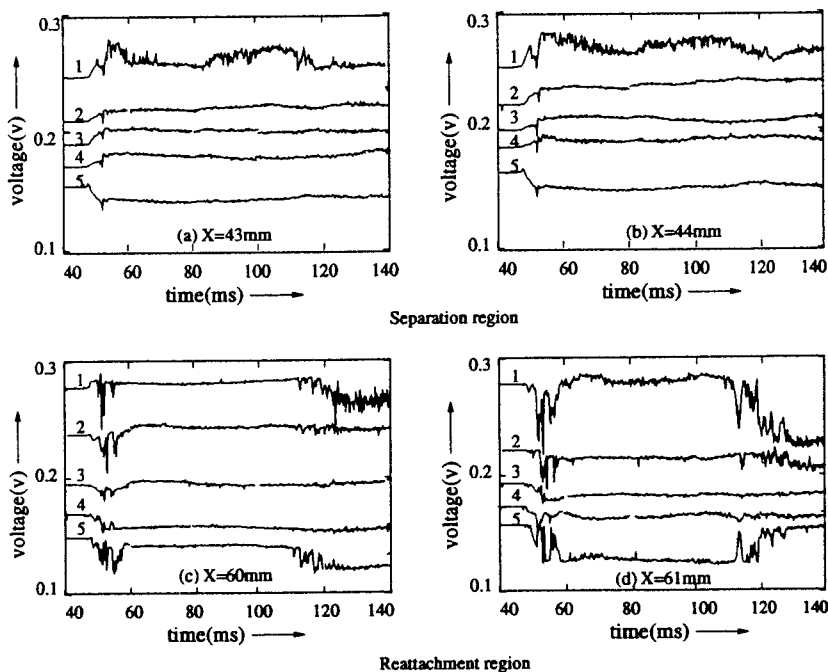


Figure 4:

Voltage fluctuations of five channels normal to the free-stream flow direction at: (a)-(b) separation region; (c)-(d) Reattachment region; $M = 9.0$, Charge tube pressure = 25 ± 0.2 bar. Channel 1 is the nearest (0.6 mm) and channel 5 the farthest from the model surface

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis : Hyperschall

Ansprechpartner : Prof.Dr.Ing. S.Wagner, Dr.Ing H.Knauss
Dipl.-Ing. U.Gaisbauer, Dipl.Ing. J.Weiss

Institution : Institut für Aero- und gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse : Pfaffenwaldring 21 **Telefon :** 0711/68753401
70550 Stuttgart **Telefax :** 0711/6853438
 e-mail : knauss@iag.uni-stuttgart.de

Weitere Partner : Institute of Theoretical and Applied Mechanics (ITAM)
Novosibirsk, Rußland.

Thema :

Ermittlung des Störfeldes in der Meßkammer des Stoßwindkanals des IAG (SWK).
Transitionsmessung an einem spitzen Kreiskegel (5 Grad halber Öffnungswinkel).

Ausgangssituation :

Die Lage der laminar-turbulenten Transition der Vorkörper-Grenzschicht ist ein äußerst kritische Parameter beim Entwurf eines Hyperschall Flugkörpers. Neben dem direkten Einfluß auf den Reibungswiderstand des Flugzeugs hat die Umschlagslage auch große Bedeutung für die Berechnung der Wärmelasten an der Oberfläche. Bei einem luftatmende Hyperschallfluggerät dient der Vorkörper außer zur Auftriebserzeugung auch zur Vorkompression der Triebwerkszuströmung. Dabei beeinflusst die Transitionslage außerdem die Grenzschichtdickenentwicklung in der Zuströmung zu den Verdichtungsrampen und damit die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung.

Ziel :

Realistische Transitionsmessungen an Vorkörperkonfigurationen im Stoßwindkanal.

Lösungsweg:

Selbst bei Einhaltung der notwendigen Kenngrößen (Ma , Re) können die im Windkanal ermittelten Transition-Reynolds-Zahlen infolge von Störeinflüssen in der Meßkammerströmung im Vergleich zum Freiflugexperiment bis zu einer Größenordnung abweichen. Um eine Aussage über die Strömungsqualität des Windkanals zu machen, werden Störpegelmessungen in der Kernströmung sowie Transitionsmessungen an generischen Körpergeometrien durchgeführt und mit entsprechenden Freiflugmessung verglichen. Zum Vergleich mit numerischen Simulationen ist es nötig, die Art der Störungen und ihre spektrale Verteilung in der Meßkammer zu ermitteln.

Ergebnis :

Messungen von Pitotdruckschwankungen in der freien Strömung (für $Ma=2,5$) haben gezeigt, daß die Strömungsqualität die sog. "quiet" bedingungen nicht erfüllt (effective Druckschwankungen kleiner als 0.1 %), aber nahe der oberen Grenze des "quiet" Bereichs liegt.

Transitionsmessungen an einem spitzen Kreiskegel für $Ma=2,5$ lieferten zudem Transition-Reynoldszahlen, die bereits das Niveau von Freiflugmessungen erreichen (siehe Abb.2). Außerdem zeigten Messungen in einem Einheits-Reynoldszahl Bereich von 17 bis 25 Mio/m keinen sog. Einheits-Reynoldszahleffekt.

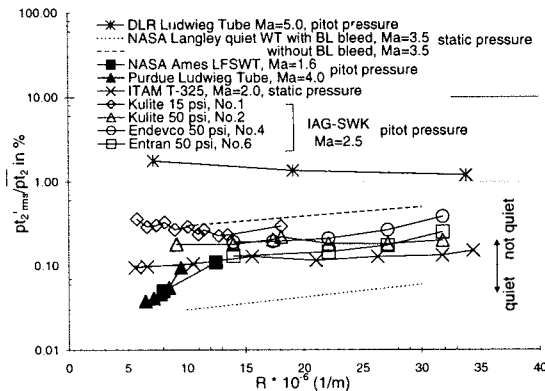


Abb.1 : Normierte Druckschwankungen in Abhängigkeit von der Einheits Reynolds Zahl. Meßergebnisse aus dem SWK im Vergleich mit anderen Windkanälen.

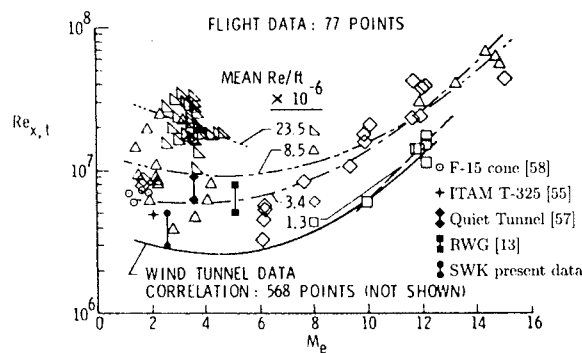


Abb.2 :Im SWK gemessene Transition-Reynoldszahlen am Kreiskegel (5 Grad Öffnungswinkel) im Vergleich mit Freiflugversuchen und anderen Windkanälen in Abhängigkeit von der Machzahl.

Literatur :

H. Knauss, R.Riedel, S.Wagner. "The Shock Wind Tunnel of Stuttgart University. A Facility for testing Hypersonic Vehicles".9th International Space Planes and Hypersonic Technologies Conference, Norfolk, USA (November 1999).

Riedel.R "Experimentelle untersuchen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in Überschallgrenzschichten" eingereichte Diss. Uni. Stuttgart, IAG, Frühjahr 1999.

Weiteres Vorgehen :

Weitere Messungen sind geplant um noch eine zuverlässigere Aussage über die Art der Störungen in der Meßkammer zu bekommen. Dabei soll ein speziell entwickeltes Anemometer-Scanningsystem eingesetzt werden, bei welchem innerhalb eines Versuchsablaufs verschiedene Überhitzungsverhältnisse eingestellt werden, um die Modalanalyse nach Kovásznay durchführen zu können. Außerdem sind weitere Transition- und Lärmpegel- Messungen mit höhere Machzahlen (bis $Ma=4,5$) geplant.

Datum : 15.10.99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. M. Weiland

Institution: Deutsches Zentrum für Luft – und Raumfahrt (DLR)
Institut für Strömungsmechanik

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).

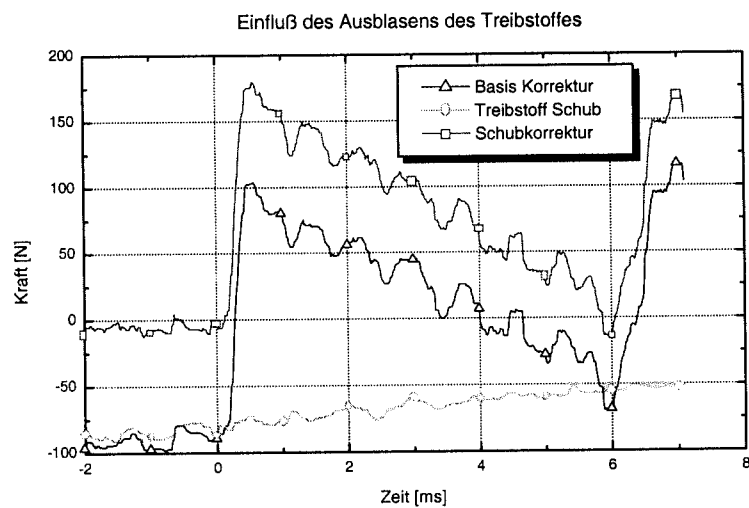
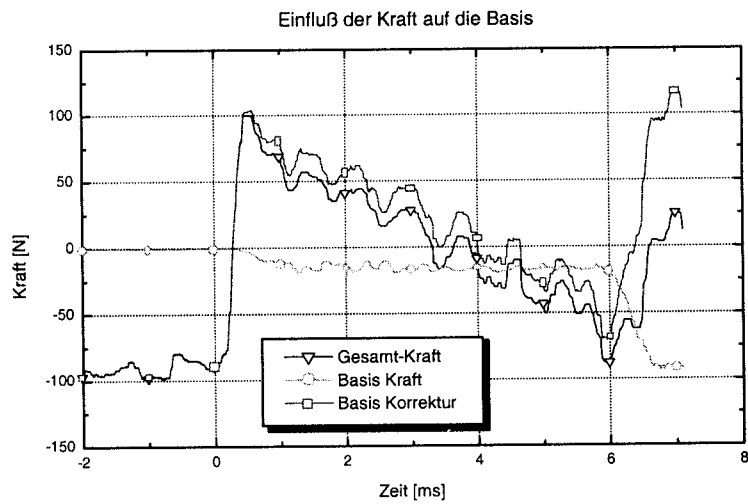
Ausgangssituation: In Kooperation mit der UQ wurden im Mai 1998 erste 1D – Krätemessungen am Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) des DLR im Rahmen einer Konzeptstudie durchgeführt. Dabei wurde die von der UQ speziell für sehr kurze Meßzeiten entwickelte Technik der Spannungswellen – Waage eingesetzt. Die Ergebnisse zeigten, daß diese Meßtechnik auch am HEG erfolgreich eingesetzt werden kann [2].

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. Der Aufbau dieser Technik findet im Rahmen der Erweiterung des HEG für Untersuchungen von Hyperschallverbrennungen statt.

Lösungsweg: Im Rahmen der Kooperation mit der UQ wurde im 2.Quartal '99 an der Impulsanlage T4 der UQ eine eigene Spannungswellen – Waage entworfen und aufgebaut. Der Aufbau orientierte sich dabei an dem prinzipiellen Experiment von Sanderson & Simmons [1]. Untersucht wurde die axiale Kraft auf einen Konus. Dieser Aufbau wurde um eine weitere Apparatur erweitert, mit der im vorderen Bereich des Konus über einen Ringspalt Wasserstoff ausgeblasen wurde. Alle auftretenden axialen Kräfte auf den Konus sollten bestimmt werden, um Erfahrungen im Umgang mit dieser Meßtechnik zu sammeln.

Ergebnis: Mit Hilfe der Ergebnisse der dynamischen Kalibrierung des Systems wurde die Gesamtkraft auf den Konus bestimmt. Zur Bestimmung des Widerstandes des Konus wurden von dieser Gesamtkraft der Schub durch das Anwachsen des Druckes an der Basis des Konus und der Schub durch das Ausblasen des Treibstoffes abgezogen. Das Anwachsen des Druckes an der Basis wurde während des Experimentes mit aufgezeichnet. Der Schub durch das Ausblasen des Treibstoffes wurde vor den Experimenten durch Kalibrierungen mit verschiedenen Treibstoffmassenflüssen ermittelt.

Bilder:



Literatur:

- [1] Sanderson S.R., Simmons J.M. (1991) Drag Balance for Hypervelocity Impulse Facilities. *AIAA J.* **29**(12), pp. 2185-2191.
- [2] 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, pp. 631-635.

weiteres Vorgehen: Nach dem erfolgreichen Entwicklung einer 1 – Komponenten – Waage am T4 wird eine 1 – Komponenten - Waage für den HEG entwickelt und implementiert. Außerdem soll das System auf mehrere Komponenten erweitert werden.

Datum: 20.10.1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Feng Bao
PD Dr. Uwe Ch. Dallmann
Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik
Abteilung Transition und Turbulenz
Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Telefon: 0551 709-2289
Telefax: 0551 709 2404
e-mail: feng.bao@dlr.de
weitere Partner: Dr. Claus Wagner

Thema: Experimentelle Untersuchung und physikalische Modellbildung instabiler transitioneller Ablöseblasen

Ausgangssituation:

Auf der Saugseite eines Tragflügels tritt im Flügelvorderkantenbereich bei kritischen Werten von Anstellwinkel und Reynoldszahl laminare Ablösung auf. In den meisten Fällen wird diese abgelöste Strömung durch Umschlag in den turbulenten Strömungszustand wieder anlegen. Die Vorhersage dieses Strömungsphänomens mit den heute bekannten quasi-stationären numerischen RANS-Turbulenzsimulationen versagt ebenso wie die Grobstruktursimulation (LES) auf Grund der Schwierigkeiten bei der Erfassung einer "Transitionslage" innerhalb des abgelösten Strömungsbereichs und der generellen Probleme von RANS-Turbulenzmodellen für abgelöste Strömungen. Die Beschreibung einer instationären abgelösten Strömung mit eingebettetem Übergang von laminaren zu turbulenten Strömungseigenschaften erscheint weder in RANS-Verfahren noch in LES physikalisch richtig zu sein. Einzig die Direkte Numerische Simulation (DNS) und ein entsprechend physikalisch ausgerichtetes Experiment erscheinen geeignet, neue Einsichten in die Physik der instabilen transitionellen Ablöseblase zu erhalten. Zum direkten Vergleich mit DNS und LES sowie zur Bewertung von RANS-Modellen wurde beim DLR eine besondere Konfiguration der Strömung über eine gewölbte Stufe konzipiert; auch um zunächst laminare stationäre Ablösung, einsetzende Instationarität, dreidimensionale Instabilitäten, laminar-turbulente Transition und zuletzt auch turbulente Ablösephänomene sowie Wirbeldynamik durch Variation weniger Geometrie- und Strömungsparameter experimentell und numerisch zugänglich zu machen.

Ziel:

Erstes Ziel der Untersuchungen ist, kohärente Strukturen in der laminar abgelösten Strömung zu visualisieren, zu identifizieren und zu analysieren. Es sollen die instabil ablösende, laminare Grenzschicht und der instationär abgelöste Wirbelströmungsbereich unter die Lupe genommen werden, um Modellvorstellungen über Instabilitäten, Instationaritäten und laminar-turbulente Transitionsvorgänge zu erhalten. Ein zweites Ziel besteht in der gezielten Störungsanregung zur Steuerung von Strömungsinstabilitäten innerhalb der ablösenden Grenzschicht und ggf. der abgelösten Wirbelströmung.

Lösungsweg:

Es ist zu erwarten, dass die Instabilitäts- und Transitionsszenarien beim Auftreten von solchen Ablöseblasen, die an glatten Oberflächen durch unterschiedlichen Druckanstieg oder unterschiedliche Oberflächenwölbung erzeugt werden, an Hand generischer Konfigurationen untersucht werden können. Für das DLR-Prinzipexperiment "Instabile Ablöseblase" wurde eine nach hinten gewölbte, abgerundete Stufe mit besonderer Geometrie gewählt, um Diskontinuitäten im Druckverlauf zu vermeiden. Solche Drucksprünge haben bekanntlich besonderen Einfluss auf die Rezeptivität einer Grenzschicht gegenüber Außenstörungen und die nachfolgende Anfachung von Strömungsinstabilitäten und die laminar-turbulente Transition. Das komplexe Wirbelsystem innerhalb des abgelösten Strömungsbereichs kann im Wasserschleppkanal durch Wasserstoffbläschen sichtbar gemacht werden. Die räumliche und zeitliche Evolution der Ablösung und Wirbelbildung lässt sich verfolgen. Mit DPIV-Technik ist es möglich, das Geschwindigkeitsfeld zu erfassen. Die Ergebnisse können dem direkten Vergleich mit numerischen Simulationen (DNS, LES und RANS), die in unserer DLR-Arbeitsgruppe ebenfalls durchgeführt werden, zu Grunde gelegt werden.

Vorläufiges Ergebnis:

Bislang wurden Strömungssichtbarmachungen durchgeführt, die die Grenzschichtablösung an sich und das komplexe Wirbelsystem im abgelösten Strömungsbereich erfassen und dessen Dynamik durch DPIV-Messungen in ausgewählten Strömungsbereichen zugänglich wird. Erste Datenanalysen sind bereits durchgeführt worden, wobei Instabilitäten und laminar-turbulente Transition ausschließlich unter Bedingungen der natürlichen Anregung von Störungen in der Anströmung angeregt worden sind. Die Reynoldszahl bezogen auf die

Vorlaufänge der Grenzschichtströmung vor der Stufe wurde in diesen Experimenten so gewählt, dass die ablösende Grenzschicht (der Strömungszustand vor der Ablösung) noch stabil hinsichtlich Tollmien-Schlichting-Instabilität sein sollte.

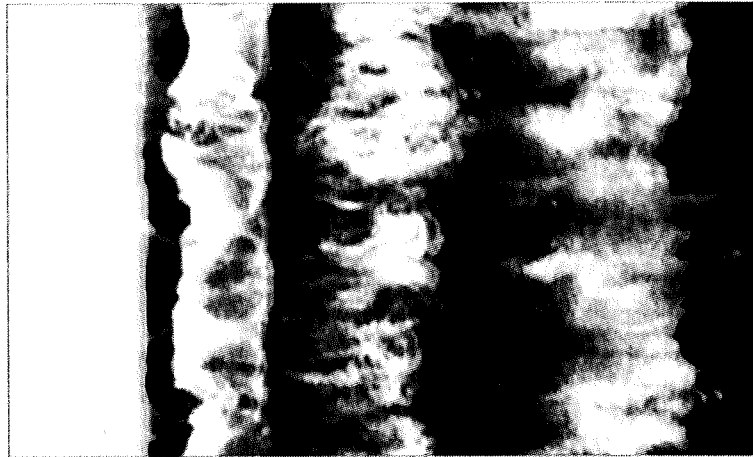


Abb. 1. Die Abbildung gibt eine Strömungssichtbarmachung des abgelösten Wirbelsystems in Draufsicht wieder. Der laminar-turbulente Umschlag innerhalb der großskaligen instationären Wirbelstrukturen ist durch Wasserstoffbläschen-Methode sichtbar gemacht.

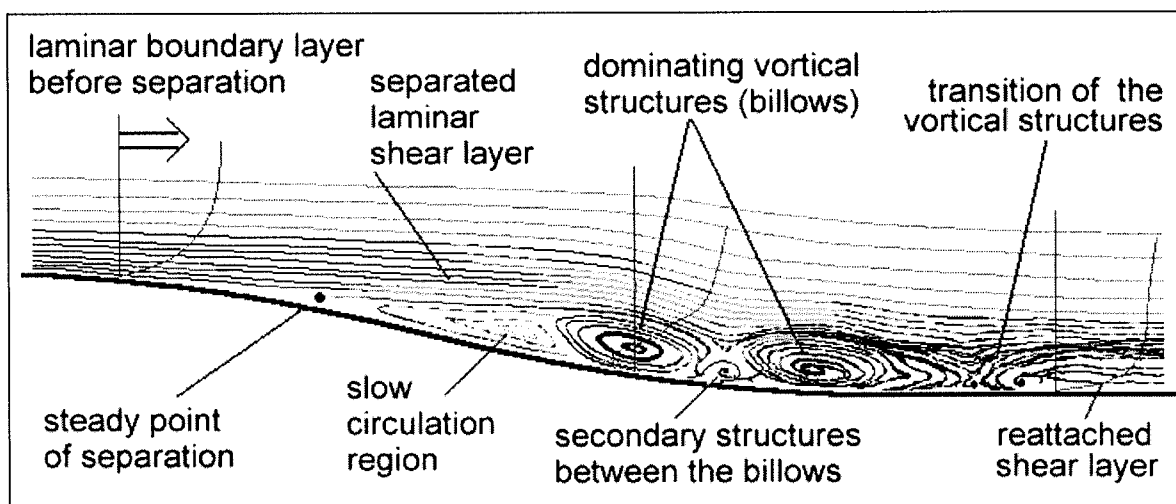


Abb. 2. Anhand von DPIV-Messungen und Strömungssichtbarmachungen konnte diese Abbildung des ablösenden und des abgelösten Strömungsbereichs erstellt werden. Die im Bild genannten Strömungsphänomene sind charakteristisch für die laminare Ablösung bei moderater Reynoldszahl. Die instationäre Ablösung wird von mehreren großskaligen Wirbeln geprägt, deren Bewegungsrhythmus in Strömungsrichtung allerdings nicht gleichmäßig periodisch erfolgt. Laminar-turbulente Transition wird im vorliegenden Fall deutlich stromab der stationären Ablöselinie beobachtet.

Weiteres Vorgehen:

Es sollen weitere detaillierte Sichtbarmachungen und DPIV-Messungen durchgeführt werden, um insbesondere laminar-turbulente Transitionsphänomene zu identifizieren und um diese mit Ergebnissen numerischer Simulationen zu vergleichen. Insbesondere die Wechselwirkung zwischen unterschiedlichen Wirbelstrukturen (Instabilitätsmoden) sollen näher untersucht werden, indem durch künstliches Anregen wohldefinierter Störungen spezifische Instabilitäten angeregt werden. Dazu sollen Methoden der Störungseinbringung und Störungssteuerung genutzt werden, die in den bekannten DLR-Prinzipexperimenten zur Transition zwei- und dreidimensionaler Grenzschichtströmungen erfolgreich entwickelt worden sind und dort zu tiefgreifenden Einsichten in die physikalischen Transitionsmechanismen geführt haben. Linear und nichtlineare Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE sowie globale lineare Instabilitätsanalysen mit PEPS werden diese Experimente zur physikalischen Modellbildung ebenso begleiten wie DNS und LES.

Mitteilung

Projektgruppe: Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: Dr. Fabio P. Bertolotti
Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik
Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen
Telefon: 0551-709-2294 0551-709-2446 (Fax)
email: fabio.bertolotti@dlr.de

Thema / Topic

On the connection between attachment-line instabilities and cross-flow vortices.

Ausgangssituation / Previous knowledge

Several different types of instabilities develop in the boundary-layer of a swept wing. Two of the most important ones are attachment-line instabilities that develop at the leading-edge of the airfoil, and cross-flow vortices that develop further inboard. A connection between these two instabilities should exist, but has never been investigated.

A logical starting point for the connection study is the class of known leading-edge instabilities. This class of instabilities has a variation in the wing-chord direction, x , that is a polynomial in x of finite degree. We call these modes the polynomial modes. Görtler and Hämmerlin proposed the simplest form of a polynomial mode, back in 1955, and the well known papers of Hall, Malik and Poll (1984), and Lin and Malik (1996) deal with these modes. A detail description of the nature of these modes has been given by Theofilis and Dallmann (JFM, submitted).

The author (Euromech, 1998) showed that the polynomial modes do not connect to the cross-flow vortices and deduced the existence of a new family of modes from purely theoretical considerations involving the dimension of the dispersion relations associated with the leading-edge and the cross-flow linear stability problems.

Ziel / Goal

The goal is to identify the nature of these new family of attachment-line instabilities and prove their connection to cross-flow vortices.

Lösungsweg / Approach

We use the swept Hiemenz flow as a model of the swept-wing attachment-line flow. Starting from an exact description of the perturbation vorticity field in the free-stream based on confluent hypergeometric functions, we derive an eigenvalue problem that yields a more complete set of the attachment-line instabilities than previously possible.

Ergebnis / Results

The nature of the new family of modes was identified and the connection to the cross-flow modes was proven. Our general stability formulation leads to an eigenvalue problem that describes more fully the attachment-line instabilities than previously possible.

For eigenvalues of the form $-n/2$, where n is an integer, the hypergeometric functions reduce to Hermite polynomials that fully describe the previously known polynomial instabilities, which, however, do not connect to the cross-flow vortices. For eigenvalues with both real and imaginary parts, a

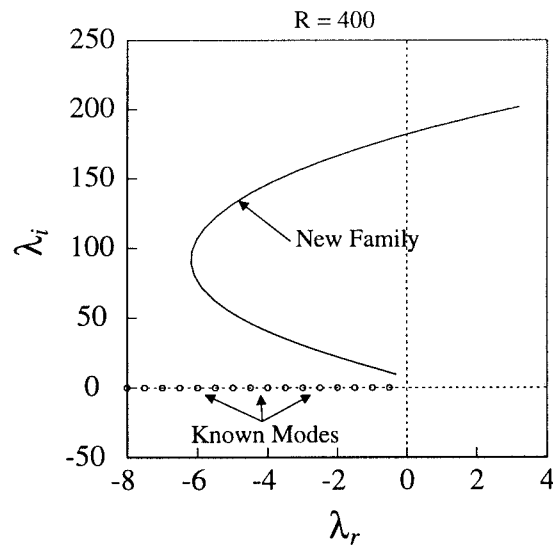


Abbildung 1: The new family and the known polynomial modes as they appear in the eigenvalue space. Horizontal axis is the real part of the eigenvalue λ , and the vertical axis is the imaginary part. The known polynomial modes lie on the real axis, while the eigenmodes of the new family have complex values.

new family of attachment-line instabilities appears. We describe the nature of the spectrum formed by these new instabilities, and show how these instabilities connect to the cross-flow vortices.

In conclusion, we have arrived at a more complete understanding of the attachment-line stability characteristics, and we now can start looking towards additional topics that are naturally associated with the rise and growth of perturbations in the boundary-layer flow, such as the receptivity of modes to external forcing. However, the evaluation of the series of hypergeometric functions has proven to be numerically difficult, preventing us, for the time being, from reconstructing the solution at all chord locations. These technical issues are being addressed in ongoing work.

Literatur

- [1] BERTOLOTTI, F. P. (1999) On the connection between attachment-line instabilities and cross-flow vortices, *Proc. IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition*, Sedona, AZ, USA. Sep 13-19, 1999. (To appear).
- [2] GÖRTLER, H. (1955) Dreidimensionale Instabilität der ebenen Staupunktströmung gegenüber wirbelartigen Störungen (eds. H. Görtler, W. Tollmien), page 304. Vieweg und Sohn.
- [3] HÄMMERLIN, G. (1955) Zur Instabilitätstheorie der ebenen Staupunktströmung (eds. H. Görtler, W. Tollmien), page 315. Vieweg und Sohn.
- [4] HALL, P., MALIK, M., POLL, D. I. (1984) On the stability of an infinite swept attachment-line boundary layer. *Proc. R. Soc. Lond. A*, 395: 229–245.
- [5] LIN, R. S., MALIK, M. R. (1996) On the stability of attachment-line boundary layers. part 1. the incompressible swept Hiemenz flow. *J. Fluid Mech.*, 311: 239.
- [6] THEOFILIS, V., DALLMANN, U. CH. An extended Görtler Hämmerlin model for the linear instability of the three-dimensional incompressible attachment-line boundary-layer. *J. Fluid Mech.*, Submitted.

Datum: 10.15.99

Mitteilung

Projectgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr. Andrei V.Boiko

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstrasse 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2277
Telefax: 0551 709 2807
e-mail: es2e@dv.go.dlr.de

weitere Partner: Alexander von Humboldt Stiftung
Pr. Dr. Uwe Ch. Dallmann (DLR-SK, Göttingen)

Thema: Laminar-Turbulent Transition in High Turbulent Level Environment:
Experimental Simulation of Boundary Layer Receptivity

Ausgangssituation:

Pretransitional development of two- and three-dimensional boundary layers subjected to nearly isotropic free-stream turbulence (FST) has been investigated in a series of studies [1]. A direct validation of a theoretical model for receptivity of Blasius boundary layer to FST was previously successfully carried out by an experimental simulation technique [2]. Still many questions on receptivity to FST and downstream development of excited unsteady disturbances are unsolved.

Ziel:

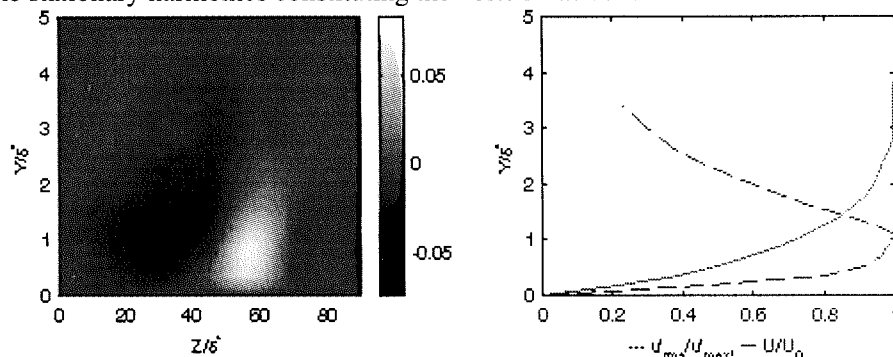
The main aim of the work is to provide solid experimental basis on receptivity of canonical two- and three-dimensional flows to prototypic free-stream disturbances and to give hints for building theoretical and numerical models of the receptivity to FST as well as to obtain a general view about the downstream development of excited boundary layer structures.

Lösungsweg:

Transition in open flows usually depends strongly on initial conditions (i.e. the disturbance field and the flow geometry). It leads to the necessity of a special, so called receptivity, problem which solution must connect appearance of boundary layer disturbances with external perturbations (e.g., FST). Meanwhile, in applications, transition process bypasses in many cases the stage of instability wave amplification through the growth and later breakdown of transient streak-like quasi-stationary disturbances, which specific characteristics strongly depend on causing them surface roughness or FST. The effect of FST on the onset of transition is also of great interest both in applied engineering, e.g., for the prediction of transition on turbine blades affected by turbulence from a stator and in the influence of FST on wind tunnel experiments. However, the complexity of the initial turbulent free-stream flow-field necessitates a use of experimental simulation technique to consider the receptivity process under controlled conditions, so that the results will be suitable for direct comparison with available and new theoretical and numerical models as well as experiments carried out under 'natural' conditions. For this purpose a vortex originated at the tip of a micro-wing positioned above or in front of a flat plate and a swept wing models outside the boundary layer was used. By varying the wing angle of attack, the vortex strength was controlled. To produce low-frequency vortex modulations, the angle of attack could be varied periodically by a special device. At first, to provide initial conditions for the vortex-boundary layer interaction, the tip vortex axial and circumferential velocity components were measured in several planes downstream the micro-wing with the help of hot-wire anemometry. Also, a supplementary hydrogen-bubble visualisation in a water tunnel was done. Then, the boundary layer response dominated by large scale narrow structure growing downstream by amplitude was investigated in the same downstream planes. Stream- and span-wise mean and disturbance velocity components were measured. The results were compared with previous findings [1, 2].

Ergebnis:

The hot-wire measurements and visualisation data demonstrate the tip vortex behaviour and the wake behind the micro-wing in the free stream: laminarity of the flow, symmetry of the vortex, presence of axial and azimuthal vortex velocities. The tip vortex behaviour above the flat plate was compared with the Batchelor theoretical model for a free stream axial vortex. Good quantitative correspondence was found. In the swept wing case, in contrast to flow over a thin flat plate, the tip vortex strong laminar elongation (more than 10-20 times) occurs due to a considerable divergence of free-stream stream-lines close to the thick swept wing nose. Mean and time-dependent characteristics of the induced boundary layer structures in the flows under consideration were documented: displacement and momentum loss thicknesses as well as shape factor modifications produced by the vortices of different intensity and their downstream behaviour; the shapes of the stationary vortices and their low-frequency oscillations at different downstream positions; the vortex downstream growth rates (based on different criteria). Comparison with previous studies [1] showed that these velocity modulations exhibit the main characteristics of the so-called Klebanoff mode, usually found under effect of 'natural' FST. A theoretical hypothesis, that flat plate leading edge plays no significant role in the receptivity process to the vorticity, produced by the micro-wing tip [2] was confirmed. Over the swept wing, the formation of the vortical boundary layer structures starts much closer to the nose that is due to this principal change of the initial conditions. These features were carefully documented and compared with the Blasius boundary layer case to provide a complete description of initial conditions suitable for the following comparison with theoretical models. A separate investigation of stationary spatial waves constituting the vortices was performed: a spatial spectral transformation of the experimental data via Fourier integral was applied and behaviour of the growth of the power density of the stationary harmonics constituting the vortex was considered.



A sample of iso-colour distributions of stream-wise velocity defect induced inside the swept-wing boundary layer (left); normalised undisturbed mean velocity profile (U/U_0) and averaged velocity defect profile (u'_{rms}/u'_{max}) across the boundary layer (right).

Literatur:

[1]. K. J. A. Westin, A. V. Boiko, B. G. B. Klingmann, V. V. Kozlov, P. H. Alfredsson, Experiments in a boundary layer subjected to free-stream turbulence. J. Fluid Mech., 1994, v. 281, 193-218.

[2] F. P. Bertolotti, J. M. Kendall, Response of the Blasius boundary layer to controlled free-stream vortices of axial form. 1997, AIAA Paper, 97-2018.

weiteres Vorgehen:

When a laminar boundary layer is modified along the span, its stability characteristics are altered, and/or new high-frequency instabilities appear. Under effect of the FST, the quasi-stationary streaks cannot lead to turbulence directly, rather it seems they are subjected to a high-frequency instability. In the cases under consideration it seems reasonable to introduce controlled disturbances inside the vortices and investigate their development. Such instability studies are now in preparation. Their general goal is to deepen our knowledge on the mechanisms of generation, development and interaction of pre-transitional disturbances of different types as well as development of methods of description of such structures and methods of their effective control.

Datum:

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 Bestimmung der Wandschubspannung verzögerter Grenzschichten und Gleichdruckgrenzschichten mittels Potenzgesetz

Ausgangssituation

Für die Bestimmung der Wandschubspannung aus gemessenen Grenzschichtprofilen ist ein bis zu einem gewissen Grade universelles Profil vorauszusetzen. Wird zum Beispiel der Clauser-Plot verwendet, ist dies das logarithmische Gesetz.

Ziel Prüfung ob sich die von G. I. Barenblatt (1993) und M. V. Zagarola et al. (1996) angegebenen Potenzgesetze für die Bestimmung der Wandschubspannung eignen

Lösungsweg

Die generelle Form der Potenzgesetze lautet entsprechend (1). Der Koeffizient C sowie der Exponent α sind Funktionen der Reynoldszahl.

$$u^+ = C y^{+\alpha} \quad \text{mit} \quad u^+ = u / u_\tau \quad \text{und} \quad y^+ = u_\tau * y / \nu \quad (1)$$

$$\alpha = \sum_{i=1}^n \alpha_i / \ln(\text{Re}) \quad C_i = \sum_{i=-1}^m C_i / \ln(\text{Re}) \quad (2,3)$$

Setzt man das logarithmische Gesetz voraus, wird der Clauser-Plot zur Bestimmung der Wandschubspannungsgeschwindigkeit u_τ aus dem gemessenen Geschwindigkeitsprofil genutzt. Eine vergleichbare Methode wird für das Potenzgesetz (1) vorgeschlagen. Wird der Logarithmus von Gleichung (1) gebildet, finden sich folgende Relationen :

$$\ln[u] = \alpha \ln[y] + \beta \quad (4)$$

$$\beta = (\alpha + 1) \ln(u_\tau) - \alpha \ln(\nu) + \ln(C) \quad (5)$$

Unter Verwendung dieser Beziehungen, wird die Wandschubspannungsgeschwindigkeit in drei Schritten gefunden.

(1) Auftragung der Beträge der gemessenen Geschwindigkeitswerte u über den Beträgen der wandnormalen Koordinate y im doppeltlogarithmischen Diagramm.

- (2) Bestimmung einer Regressions-geraden im linearen Teil der Meßwerte. Der Anstieg dieser Gerade ist gleich der Potenz a aus Gleichung (1).
- (3) Der α -Wert wird zur Bestimmung des Koeffizienten C aus den Gleichungen (2, 3) verwendet. Aus β folgt dann mit (5) u_τ .

Ergebnisse

Bild 1 zeigt für die verzögerte Grenzschicht APG 10 [3] die doppeltlogarithmische Auftragung sowie die Regressionsgeraden im linearen Stück. Mittlere Abweichung zwischen den auf Basis der Potenzgesetze und des logarithmischen Gesetzes bestimmten u_τ für drei Grenzschichten sind in Tabelle 1 angegeben.

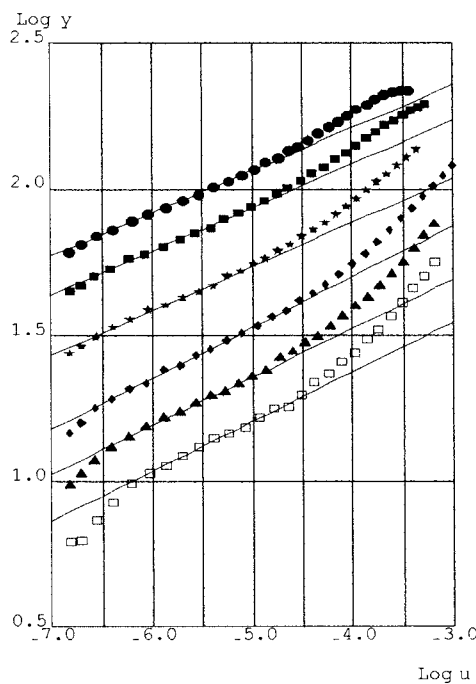


Bild 1 : Doppeltlogarithmische Auftragung für die Grenzschicht APG 10 nach [3]

$$\Delta = \frac{100\%}{n} \sum_{i=1}^n \frac{|u_{\tau,i, \text{Potenz}} - u_{\tau,i, \text{Logarithmus}}|}{u_{\tau,i, \text{Logarithmus}}} \quad (6)$$

n ...Zahl der Profile pro Testfall

	Potenzgesetz nach [1]	Potenzgesetz nach [4]
Plattengrenzschicht J. Meinert (1999) $2440 < Re_{\delta_2} < 6170$	1.56 %	0.38 %
Plattengrenzschicht R. W. Smith (1994) $4600 < Re_{\delta_2} < 13190$	0.60 %	0.62 %
Zwei verzögerte Grenzschichten I. Marusic (1991) $2210 < Re_{\delta_2} < 19130$	1.42 %	0.55 %

Tabelle 1 : Mittlere Abweichung (Δ in %) zwischen auf Basis des logarithmischen Gesetzes und des Potenzgesetzes bestimmter Wandschubspannungsgeschwindigkeit u_τ

Literatur

- [1] Barenblatt, G. I. : Scaling laws for fully developed turb. shear flows, JFM, 1993
- [2] Buschmann, M., Meinert, J. : Power law or logarithmic law for turbulent boundary layers with low Reynolds number ?, Colloquium Fluid Dynamics '99, Prague October 1999
- [3] Marusic, I. : The structure of zero- and adverse-pressure-gradient TBL, 1991
- [4] Zagarola, M. V.; Perry, A. E.; Smits, A. J.: Log laws or power laws : The scaling in the overlap region, Physics of Fluids, 1997

Weiteres Vorgehen

Auswertung weitere Datensätze druckgradientenfreier und verzögerter Grenzschichten
Datum, 14.01.2000

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. Fabian Evert, Dr. Friedrich-Reinhard Grosche Prof. Dr. Dirk Ronneberger	
Institution	3. Physikalisches Institut der Universität Göttingen DLR-Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bürgerstraße 42-44 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 39-7730 Telefax 0551 / 39-7720
weitere Partner	PD. Dr. Uwe Ch. Dallmann (DLR-SK, Göttingen) Dipl.-Phys. Holger Opfer (Universität Göttingen) DFG-SPP (Transition), TU-Berlin	

Thema

Berücksichtigung nichtlinearer Störausbreitungsprozesse in der aktiv-dynamischen Grenzschicht-stabilisierung

Ausgangssituation

Die laminar-turbulente Transition einer Wandgrenzschicht ist im Allgemeinen von instationären Störungen begleitet. Es ist zu erwarten, dass die Transition verzögert wird, wenn man diese Störungen unterdrückt, z.B. dadurch, dass man sie mittels gegenphasiger Störungen kompensiert. Dieses Konzept ist bisher vor allem auf das Anfangsstadium der Transition angewendet worden, in dem sich die Störungen in Form von Tollmien-Schlichting-Wellen ausbreiten. Sowohl sinusförmige wie auch breitbandige Störungen wurden untersucht. Der Erfolg der Kompensation wurde dabei hauptsächlich an der Reduktion des Störpegels gemessen. Diese hängt in bisher noch kaum erforschter Weise von vielen Faktoren ab – z.B. der Reynoldszahl, dem Grenzschichtprofil und seiner Abhängigkeit von der Spannweitenrichtung, der räumlichen Struktur der Störungen und ihrer Amplitude; insbesondere ist vollkommen unbekannt, welcher Natur die verbliebenen Störungen sind und inwieweit sie die Transition beeinflussen.

Ziel

Hier soll insbesondere die Abhängigkeit von der Amplitude der zu unterdrückenden Störung und von dem Stadium, in dem sich der Transitionsprozess befindet, aufgeklärt werden. Dabei steht die Frage nach der Natur der nicht unterdrückbaren Reststörung im Vordergrund. Längerfristig soll die Frage beantwortet werden, wie sich diese Reststörung auf die Transition auswirkt und welche Möglichkeiten bestehen, diese Auswirkungen zu beeinflussen. Als Einflussparameter, die technisch vorgegeben werden können, sollen dabei die Anordnung von Sensoren und Aktuatoren, insbesondere die Staffelung in Strömungsrichtung, sowie die Signalverarbeitungs- und Regelungskonzepte untersucht und im Hinblick auf Flexibilität und einen sparsamen Umgang mit der in großem Umfang benötigten Rechenleistung weiterentwickelt werden.

Lösungsweg

Die relativ grundsätzlichen Fragen werden hier zunächst in der 2D-Grenzschicht der ebenen Platte ohne Druckgradient untersucht. Die Störungen werden künstlich und zweidimensional (in dem eng verzahnten Projekt [Opfer et al.] auch dreidimensional) angeregt. Die Amplitude und die zeitliche Form der eingebrachten Störung können so im Gegensatz zu natürlichen Störungen variiert werden (z.B. sinusförmig, breitbandig stochastisch). Eine ganze Reihe von in Strömungsrichtung gestaffelten Kompensationsaktuatoren ermöglicht es, den Abstand zwischen Referenzsensor (Heißfilm) und Kompensationsaktor in einem großen Bereich zu verändern. Auch die Fehlersensoren (Hitzdrähte) können frei positioniert werden.

Für die Untersuchung der Signalverarbeitungs- und Regelungskonzepte wurde ein sehr flexibles und leistungsfähiges Entwicklungssystem auf der Basis eines Pentium Pro-Rechners aufgebaut, mit dem die Konzepte sowohl in Simulationen als auch am Experiment entwickelt und getestet werden.

Die hauptsächliche Untersuchungsmethode besteht in der Auswertung der Signalstatistik einschließlich räumlicher Korrelationen. Daraus werden lineare und nichtlineare Modelle der physikalischen Mechanismen gebildet, die für die räumliche und zeitliche Entwicklung der Störungen verantwortlich sind. Diese Modelle werden in digitale Signalverarbeitungsalgorithmen mit freien adaptierbaren Parametern umgesetzt, mit deren Hilfe aus gemessenen Referenzsignalen die Steuersignale für die Aktuatoren ermittelt werden. Ein nicht zu unterschätzender Faktor ist dabei die Adaptation der Parameter (typischerweise Filterkoeffizienten), da diese einerseits sehr rechenintensiv ist, andererseits über die Stabilität des Systems und seine Anpassungsfähigkeit an sich ändernde Randbedingungen (Strömungsgeschwindigkeit, Druckgradient) entscheidet.

Ergebnis

Es zeigt sich, dass bei kleinen Reynoldszahlen ($Re_{xa} \leq 4 \cdot 10^5$; xa = Ort des Kompensationsaktuators) und kleinen Störampplituden die Fluktuationen am Fehlersensor mit linearen Filtern bis auf das Grundrauschen wegkompensiert werden können. Bei größeren Amplituden bleiben zum einen in dem Frequenzbereich, in dem Tollmien-Schlichting(TS)-Wellen angefacht werden, Störungen übrig, und zum anderen verbreitert sich das Spektrum der Störungen über den Instabilitätsbereich der TS-Wellen hinaus.

Experimente mit einem nichtlinearen Modell (Volterrafilter zweiter Ordnung) zeigen, dass die Entstehung solcher höherharmonischer Störanteile nachgebildet werden kann.

Durch die Integration vorhandenen Wissens über den Ausbreitungsprozess (Anfachung in einem schmalen Frequenzband) in das Modell mittels eines sogenannten Kautzfilters lässt sich insbesondere für nichtlineare Filter höherer Ordnung eine starke Reduktion der benötigten Modellparameter erreichen.

Hinsichtlich der Frage, wie die linear nichtkompensierbaren Reststörungen entstehen, werden zur Zeit Experimente mit phasenrichtig gemittelten Zeitsignalen durchgeführt. Hierbei wird über die Sensorantworten auf eine feste, wiederholt eingebrachte, breitbandige Störsequenz phasenrichtig gemittelt. Durch die Mittelung werden alle Störanteile unterdrückt, die entweder auf Messrauschen oder auf zeitliche Fluktuationen der Übertragungseigenschaften zurückzuführen sind. Erste Ergebnisse einer Systemerkennung (linear & nichtlinear), die mit diesen Daten offline durchgeführt wurde, geben starke Hinweise darauf, dass die linear nichtkompensierbaren Störungen im Instabilitätsbereich der TS-Wellen zum Teil durch nichtlineare Prozesse erklärt werden können. Die Ergebnisse zeigen aber auch, dass ein weiterer Grund in zeitlichen Fluktuationen der physikalischen Strecke zu suchen ist, denen das adaptive Filter nicht schnell genug folgen kann.

Literatur

- Evert, F., Ronneberger, D., Grosche F.-R. (1997):
Broadband compensation of Tollmien-Schlichting instability waves in a flat plate boundary layer. EUROMECH Conference, Göttingen 15-18 September 1997, book of abstracts
- Evert, F., Ronneberger, D., Grosche F.-R. (1998):
Dynamische Stabilisierung einer laminaren Plattengrenzschicht. ZAMM 79 (1999) Suppl.2, S. 603-604
- Evert, F., Ronneberger, D., Grosche F.-R. (1999):
Application of linear and nonlinear adaptive filters for the compensation of disturbances in the laminar boundary layer. (eingereicht zur Veröffentlichung in ZAMM)

Datum: 11. Februar 2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Turbulenz)

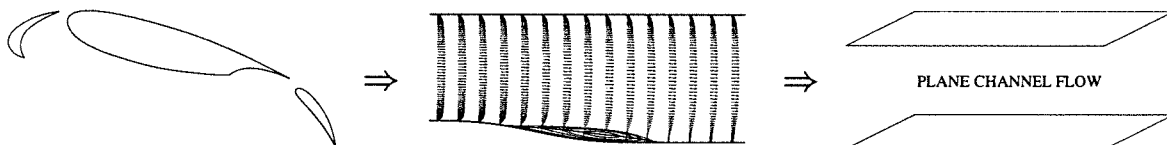
Ansprechpartner: Holger Frahnert, PD. Dr. Uwe Ch. Dallmann, Dr. Claus Wagner

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: DFG-SPP (Transition TK5: Strömungsphysikalische Modellbildung / Turbulenz)

Thema: A-posteriori Tests von Turbulenzmodellen — Physikalische Modellbildung für RANS-Simulationen und LES.

Ausgangssituation: Die abgelöste Strömung an einer allmählichen Kanalerweiterung ist die Grundlage fortlaufender Arbeiten zum Verständnis der physikalischen Gesetze und insbesondere zur physikalischen Modellbildung für praxisrelevante numerische Berechnungsverfahren. Der Hintergrund dieser Untersuchungen ist das die Luftfahrtindustrie ansprechende Bestreben, adäquate Näherungsmethoden für die Modellierung abgelöster Strömungen an einer Hochauftriebskonfiguration zu besitzen. Bereits durchgeführt wurden Untersuchungen [1] zur Leistungsfähigkeit statistischer Turbulenzmodelle mithilfe eines Navier-Stokes Mehrgitterverfahrens in welches ein $k-\omega$ Turbulenzmodell implementiert ist [2]. Die Arbeit ist als Vergleich mit einer Direkten Numerischen Simulation [3] an der Kanalerweiterung ausgelegt worden. Ein Ergebnis der Untersuchung war, daß das globale Geschwindigkeitsfeld einschließlich der Ausdehnung des Ablösegebietes augenscheinlich sehr gut modelliert wurde. Signifikante Unterschiede traten jedoch in der Berechnung der für die Ermittlung der Körperkräfte technisch bedeutsamen physikalischen Größen Wanddruckverteilung und Wandschubspannung auf. Wie aus einer Untersuchung der turbulenten Kanalströmung hervorging, ist die verminderte Leistungsfähigkeit statistischer Turbulenzmodelle in diesem Bereich ursächlich in der Verwendung des Wirbelviskositätsansatzes begründet. Die gewonnenen Ergebnisse ermutigen nun zu weiterführenden Arbeiten an der geometrisch einfachen Konfiguration des Kanals.



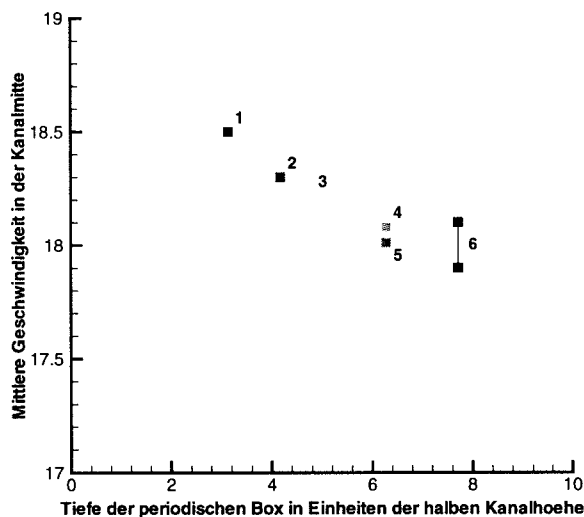
Ziel ist die Erkenntnis und Analyse grundlegender Hypothesen von Turbulenzmodellen, welche die Basis komplexer, industriell relevanter Berechnungsverfahren bilden. Die Motivation für diese Zielsetzung liefern Ergebnisse aus der Modellierung der turbulenten Kanalströmung. Diese zeigen, daß die Erwartung qualitativ guter Näherungen selbst für einfache Problemstellungen von vielen Verfahren nur unter Vorbehalt erfüllt werden kann.

Lösungsweg: Eine Richtlinie der gegenwärtigen Arbeit ist die Validierung von mittels DNS und Experiment gewonnenen Datenbasen der turbulenten Kanalströmung. Die damit durchgeführten Fallstudien sollen für die Modellbildung notwendige physikalische Zusammenhänge klären.

Ergebnis: In den vorangegangenen Untersuchungen der theoretischen Basis statistischer Turbulenzmodelle, welche durch ein Problem in der Berechnung des statischen Druckes im Ablösebereich der Stufe angestoßen wurden, ist die Modellannahme der Proportionalität zwischen den mittleren Geschwindigkeitsgradienten, in Form des Scherratentensors, und den Komponenten des Reynolds-Spannungstensors analysiert worden. Diese, im Wirbelviskositätsansatz enthaltene Hypothese, bildet die Grundlage einer großen Klasse von Null-Gleichungs (algebraischen) bis Zwei-Gleichungs ($k-\epsilon$, $k-\omega$) Turbulenzmodellen. Da dieser Ansatz bekannterweise nicht unproblematisch ist, sind bereits vielfältige Erkenntnisse zu seiner Verbesserung gewonnen worden. So hat das Problem einer impliziten Isotropieannahme im linearen Wirbelviskositätsansatz zur Entwicklung nicht-linearer Wirbelviskositätsmodelle geführt. Damit konnte zum Beispiel der Einfluß einer anisotropen Modellierung des Reynolds-Spannungstensors auf das Auftreten sekundärer Strömungen in Rohren

mit rechteckigem Querschnitt numerisch nachgewiesen werden (Speziale [1987]). Die in [1] dargestellten Untersuchungen waren hingegen der Prüfung des Wirbelviskositätsansatzes im ebenen, statistisch eindimensionalen Kanal gewidmet. Daraus kann nun ein verallgemeinertes Ergebnis abgeleitet werden: In der Mitte des Kanals verschwinden aufgrund von Symmetrie und Homogenität alle Komponenten des Tensors der mittleren Geschwindigkeitsgradienten. Ebenso folgt jedoch aus der Untersuchung der Ergebnisse direkter numerischer Simulationen (für niedrige Reynoldszahlen) und von Experimenten (für hohe Reynoldszahlen), daß an dieser Stelle eine anisotrope Verteilung der Reynolds-Spannungen existiert. Daraus wird die Schlußfolgerung gezogen, daß jede beliebige Reihenentwicklung in den mittleren Geschwindigkeitsgradienten bis zu beliebiger Ordnung zu einer fehlerhaften Modellierung des Reynolds-Spannungstensors führt [1]. Diese Konsequenz ist nur in der Kanalmitte definitiv gültig. An allen anderen Stellen im Kanal existieren Geschwindigkeitsgradienten mit endlichen mittleren Werten. So ist es dort vermittels eines Proportionalitätsansatzes prinzipiell immer möglich, eine Wirbelviskosität zu postulieren, so daß eine Beziehung zwischen den mittleren Geschwindigkeitsgradienten und den Komponenten des Reynolds-Spannungstensors besteht. Ob mit dieser Vorgehensweise mit oder gegen physikalische Zusammenhänge gearbeitet wird, ist der Inhalt weiterführender Untersuchungen.

Um sowohl qualitativ als auch quantitativ korrekte Schlußfolgerungen zuzulassen, werden gegenwärtig die zur Verfügung stehenden DNS Datenbanken validiert. Ein Ziel dieser Untersuchung ist es, die Vertrauenswürdigkeit direkter numerischer Simulationen durch Quervergleiche verschiedener Rechnungen für nominell dieselbe physikalische Problemstellung zu bestimmen. Im Fall der turbulenten Kanalströmung haben mehrere Arbeitsgruppen Simulationen für die Reynoldszahl $Re_\tau = 180$ zugänglich gemacht. Beobachtete Unterschiede in den statistischen Größen der Strömung konnten teilweise bereits systematisiert werden. So besteht scheinbar ein Zusammenhang zwischen den numerischen Ergebnissen für die mittleren Geschwindigkeitsprofile und der physikalischen Ausdehnung des Rechengebietes in der homogenen Richtung quer zur Hauptströmung.



Mittlere Geschwindigkeit in der Mitte des turbulenten Kanals in Abhängigkeit von dessen Tiefe. Die Ergebnisse stammen aus verschiedenen DNS und einem Experiment für nominell dieselbe $Re_\tau = 180$ in allen Fällen. (Tiefe = Spannweitenrichtung = "homogene" Richtung quer zur Hauptströmung, Entdimensionierung mit der halben Kanalhöhe).

- 1 H. Kawamura, Y. Matsuo, K. Yamamoto (1998), <http://netsrv.frccs.sut.ac.jp:8001/~kawaftp/dns/ch180.dat>
- 2 R. D. Moser, J. Kim, N. N. Mansour (1999), <ftp://reynolds.tam.uiuc.edu/chandata/chan180>
- 3 C. Wagner (1999), <mailto:Claus.Wagner@dlr.de>
- 4 J. Kim, P. Moin, R. Moser (1987) <http://fluindigo.mech.surrey.ac.uk/database/test32/test32.html>
- 5 K. Horiuti (1992), ftp://ftp.thtlab.t.u-tokyo.ac.jp/DNS/CH12_PG.WL3
- 6 J. Wallace, H. Eckelmann, R. S. Brodkey (1972), *The wall region in turbulent shear flow*. J. Fluid Mech. vol. 54, 39-48

Insbesondere zeigen diese Ergebnisse, daß mehr oder weniger große Differenzen zwischen den eigentlichen Simulationen und der zugrundeliegenden Modellvorstellung einer statistisch eindimensionalen Kanalströmung bestehen, wobei die Abweichungen natürlich aufgrund begrenzter Rechenkapazitäten bewußt in Kauf genommen werden. Die Untersuchungen stehen vielmehr vor dem praktisch interessanten Hintergrund, welche Faktoren den größten Einfluß haben, um eine numerische Simulation technischen Zielvorgaben möglichst gut anzunähern.

weiteres Vorgehen: Die Wirbelviskositätshypothese im Rahmen von Large-Eddy-Simulationen (LES) wird am Beispiel des Germano-Modells untersucht. Diese Arbeit stützt sich auf Fallstudien der DNS.

Literatur:

- [1] H. Frahnert, C. Wagner, U. Dallmann; *Physikalische Tragfähigkeit des Wirbelviskositätsansatzes in Turbulenzmodellen — abgelöste turbulente Strömung an einer abgerundeten zurückspringenden Stufe (2D)*. AG STAB Jahresbericht (1998)
- [2] R. Kessler hat den Mehrgitter NS-Code freundlicherweise zur Verfügung gestellt (1998)
- [3] C. Wagner, U. Dallmann; *A direct Navier-Stokes solver for turbulent flows over round steps*. Notes on Numerical Fluid Mechanics vol. 72, 505-512, Vieweg (1999)

Mitteilung

Fachkreis Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner Burkhard Gölling, P.D. Dr. Uwe Ch. Dallmann
Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Transition und Turbulenz.
Adresse Bunsenstraße 10 **Telefon** +49 551 709 – 2490
37073 Göttingen **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 **Experimentelle Untersuchungen zur Beeinflussung und Steuerung turbulenter instationärer Strömungsablösungen und Nachlaufströmungen stumpfer Körper**

Ausgangssituation:

In Anbetracht der weitergehenden Entwicklung hochleistungsfähiger Flugzeuge gewinnt das Verstehen des Verhaltens abgelöster Strömungen an Tragflügeln zunehmend an Bedeutung. Stets bessere Flugeigenschaften und Leistungskennziffern von Verkehrsflugzeugen wie hohe Gleitzahlen bei großen Reynoldszahlen von $Re \approx 10^7$ werden von der Forschung und Entwicklung gefordert. Das Vorhandensein von aktiven Beeinflussungsverfahren bzw. -methoden erlaubt es, die Frage nach deren effektiven Anwendung auf Hochauftriebskonfigurationen zu stellen. Insbesondere die Steuerung kohärenter längs der Spannweite periodischer Wirbelstrukturen (Schewe 1987) wäre wünschenswert, da sie das globale Verhalten der abgelösten Strömung bestimmen.



Bild 1 Längs der Spannweite periodisch auftretende Wirbelstrukturen bei der Hochauftriebskonfiguration „Growian“ (Schewe 1987).

Ziel:

Das Ziel dieser Forschungsarbeit besteht in der Entwicklung eines aktiven Steuerungsverfahrens an einer Prinzipkonfiguration *Kreiszyylinder*, um natürlich vorhandene kohärente Wirbelstrukturen zu beeinflussen oder die Ausbildung periodischer Strukturen in der Grenzschicht zu induzieren, um bei großen Reynoldszahlen, im sub- bis transkritischen Reynoldszahlbereich, den Druckwiderstand zu verringern.

Lösungsweg:

In einem ersten Schritt werden die natürlich auftretenden kohärenten Strukturen im sub- bis transkritischen Reynoldszahlbereich identifiziert. Dazu werden längs der Spannweite des querangeströmten Kreiszyinders zum einen statische Druckmessungen und zum anderen mit instationär-arbeitenden Sensoren, wie mit piezoelektrischen Druckaufnehmern, Korrelationsmessungen durchgeführt. Damit soll die spannweite Kohärenzlänge in Abhängigkeit von der Reynoldszahl für bestimmte Ablösemoden ermittelt werden.

Der zweite Schritt besteht in der Anwendung eines aktiven Anregungsverfahrens, mit dem spannweitig- und zeitlich-periodische Störungen in die Grenzschicht eingebracht werden können.

Dafür werden Druckkammerlautsprecher verwendet, die eine an der Wand periodische Störung erzeugen, die normal zur tangentialen Oberfläche des Kreiszylinders gerichtet ist. Diese Störung bewirkt einen Impulsaustausch zwischen den einzelnen Schichten der darüber sich bewegenden Grenzschichtströmung, so daß ggf. die Grenzschichtströmung gegenüber der Ausbildung kohärenter Strukturen instabil wird.

Neben der Auswahl geeigneter Aktuatoren und Rezeptoren wird auch die Bestimmung des Steuerungsalgorithmus eine wichtige Rolle spielen. Aufgrund der Axialsymmetrie des Zylinders kann der Anregungsort der aktiven Steuerung variabel gestaltet und die Effizienz des Anregungsverfahrens studiert werden.

Nach erfolgreicher Anwendung des aktiven Steuerungsverfahrens auf die Ablösung am Zylinder könnte das Prinzip auf einen Prototyp *Tragflügelmodell* übertragen und getestet werden.

Vorläufiges Ergebnis:

Die Anwendungen der unterschiedlichen aktiven Anregungsverfahren bei einem Azimutwinkel von 75 Grad wirken sich auch auf die abgelöste Strömung auf eine unterschiedliche Art und Weise aus. Die azimuthalen und spannwitigen Druckverteilungen der natürlich-abgelösten Strömung im Vergleich zu den beeinflussten bzw. gesteuerten abgelösten Strömungen sind in Bild 2 zu sehen. Die azimuthalen Druckverteilungen der periodischen aktiven Steuerungsverfahren lassen vermuten, dass bereits im subkritischen Bereich die Strömung in der Weise vom Zylinder ablöst, wie sie es im ungestörten Fall erst im kritischen Bereich tun würde.

Weiterhin sind die spannwitigen Druckverteilungen insbesondere bei der hochfrequenten spannwitig dreidimensionalen Anregung ebenfalls spannwitig inhomogen, teilweise, d.h. für bestimmte Reynoldszahlen, weisen sie sogar eine Asymmetrie zur Symmetrieebene des Zylindermodells auf ($Y=0D$). Die spannwitige Schalldruckpegelverteilung wird durch eine Kosinus-Quadrat-Funktion beschrieben, deren Maxima in der Symmetrieebene ($Y=0D$) und jeweils fast an den Enden des Zylinders sich befinden bei $Y = +4,5D$ und $Y = -4,5D$.

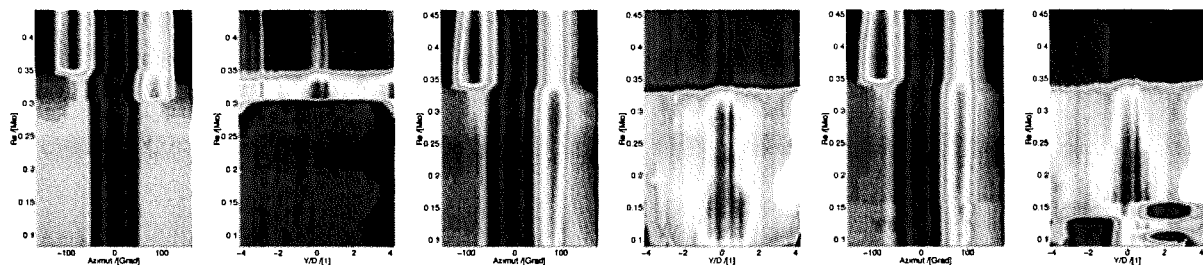


Bild 2 Azimutale und spannwitige Druckverteilung der abgelösten Strömung in Abhängigkeit von der Reynoldszahl (von links nach rechts) – natürlich abgelöste Strömung, spannwitig zweidimensionale zeitlich periodische (hochfrequente) Steuerung, spannwitig dreidimensionale zeitlich periodische (hochfrequente) Steuerung.

Die unterschiedlichen Steuerungsverfahren wirken sich auch in unterschiedlicher Weise auf das Basisdruckverhalten in Abhängigkeit von der Reynoldszahl aus. Am effizientesten von den hier vorgestellten Steuerungsverfahren im subkritischen Bereich erweist sich die spannwitig dreidimensionale hochfrequente Anregung der sich ablösenden Scherschicht (Bild 3).

Weiteres Vorgehen:

In den folgenden Messungen werden u.a. eingehender die aktiven Steuerungsverfahren, die auf dem kontinuierlichen Ausblasen bzw.

Absaugen basieren, auf die abgelöste Strömung sowohl im super- bis transkritischen als auch im subkritischen Reynoldszahlbereich angewendet.

Zum Abschluss dieser Forschungsaufgabe werden Ölanstrichbilder angefertigt, um die natürlichen und gesteuerten spannwitig periodischen Wirbelstrukturen sichtbar zu machen.

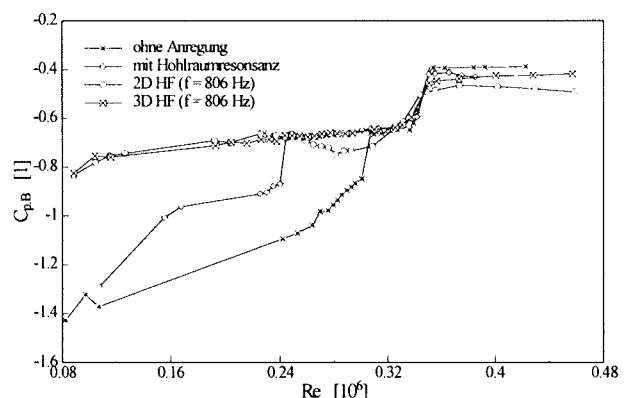


Bild 3 Basisdruckbeiwert in Abhängigkeit von der Reynoldszahl für die in Bild 2 bereits diskutierten Fälle an abgelösten Strömungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	St. Hein, PD 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. habil. U. Rist, IAG, Universität Stuttgart DFG-SPP Transition	

Thema

Lineare Instabilitäts- und nichtlineare nichtlokale Transitionsanalysen für laminare Ablöseblasen.

Ausgangssituation

Bei Hochauftriebskonfigurationen und an Turbinenschaufeln wird der laminar-turbulente Umschlag der Grenzschicht häufig durch eine laminare Ablöseblase ausgelöst. Experimentelle und numerische Simulationen haben gezeigt, daß es innerhalb einer laminaren Ablöseblase zu einem sehr starken Wachstum von kurzwelligen und langwelligen Störungen kommt. Zusammen mit der stärkeren Variation der Strömung in Stromabrichtung im Vergleich zu einer anliegenden Grenzschicht muß die Anwendung verfügbarer Instabilitätsanalyseverfahren daher kritisch hinterfragt werden. Außerdem läßt die Rückströmung in einer Ablöseblase zunächst vermuten, daß ein in Hauptströmungsrichtung fortschreitendes Lösungsverfahren, wie es in nichtlokalen Instabilitätsanalyseverfahren zum Einsatz kommt, prinzipiell ungeeignet ist. Aus diesen Gründen kamen nichtlineare nichtlokale Verfahren zur Instabilitätsanalyse laminarer Ablöseblasen bisher nie zum Einsatz. Die hier vorgestellten nichtlokalen Untersuchungen stehen in engem Zusammenhang zu den globalen Instabilitätsanalysen von Theofilis (Mitteilung AG STAB 99).

Ziel

In einem ersten Schritt muß zunächst der Nachweis erbracht werden, daß nichtlokale Instabilitätsanalyseverfahren (z.B. NOLOT/PSE) geeignete Werkzeuge zur numerischen Untersuchung des laminar-turbulenten Umschlags in laminaren Ablöseblasen darstellen. Weiterhin sollen Gemeinsamkeiten und Unterschiede zum laminar-turbulenten Umschlag in anliegenden Grenzschichten identifiziert werden.

Lösungsweg

Untersucht wird eine inkompressible Plattengrenzschicht mit aufgeprägter Verzögerung der reibungsfreien Strömung, wodurch sich eine laminare Ablöseblase ausbildet. Die ungestörte Grundströmung wurde vom IAG, Universität Stuttgart zur Verfügung gestellt. Deren DNS-Daten (Rist & Maucher 1994, Rist 1998) dienen auch als Referenz für die nichtlokalen nichtlinearen Instabilitätsanalysen mit dem DLR/FFA-Verfahren NOLOT/PSE.

Ergebnis

Wie in der Mitteilung AG STAB 98 gezeigt, stimmen die berechneten linearen nichtlokalen Anfachungsraten für Tollmien-Schlichting(TS)-artige, kurzwellige Störungen sehr gut mit entsprechenden DNS-Daten überein. Hervorzuheben ist, daß dies auch für den Bereich abgelöster Strömung, also in einem Bereich mit schwacher Rückströmung gilt. Die im Vergleich zu einer Blasiusströmung um ein bis zwei Größenordnungen höheren Anfachungsraten erschweren jedoch nichtlineare nichtlokale Analysen. Bild 1(links) vergleicht nun Ergebnisse nichtlinearer Rechnungen für eine zweidimensionale TS-Welle und ihrer Höherharmonischen mit DNS-Ergebnissen für ein subharmonisches Transitionszenarium. Entsprechende Resultate für einen 'Oblique Breakdown' sind in Bild 1(rechts) dargestellt. Die Stromabposition, bei der die nichtlokale nichtlineare Rechnung nicht mehr konvergiert, wird wie bei anliegenden Strömungen von den dort erreichten Störungsamplituden bestimmt und steht nicht in Zusammenhang mit der Rückströmung innerhalb der Ablöseblase. Für geringfügig niedrigere Anfangsamplituden kann eine nichtlineare Analyse bis über den laminaren Wiederanlegepunkt 'R' (s. Bild 1(rechts)) hinaus durchgeführt werden (Bild 2).

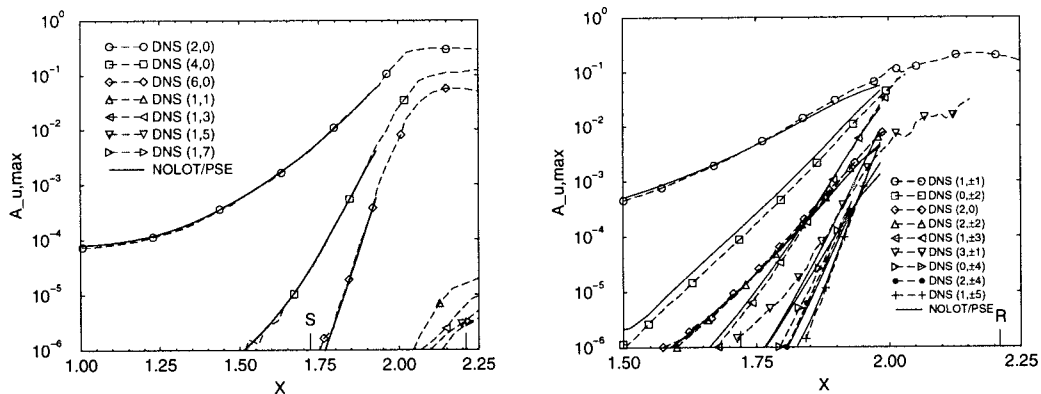


Abbildung 1: Ergebnisse nichtlinearer nichtlokaler Analysen (NOLOT/PSE) im Vergleich mit DNS-Daten von Rist et al. für ein subharmonisches (links) und 'Oblique Breakdown' (rechts) Szenarium. Dargestellt sind dimensionslose Störungsamplituden über der dimensionslosen Stromabkoordinate x für die initialisierten Moden sowie für einige nichtlinear generierte Moden (m,n). Ablöse- und Wiederanlegpunkt der laminaren Strömung sind mit 'S' bzw. 'R' gekennzeichnet.

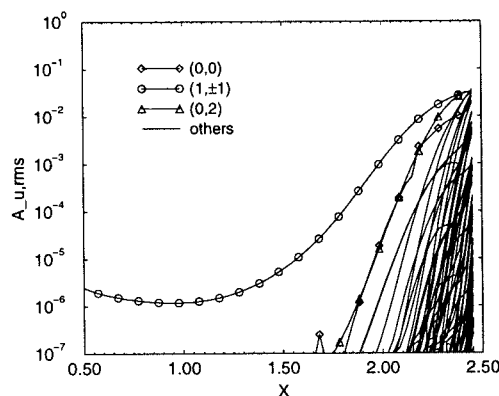


Abbildung 2: Nichtlineares nichtlokales Störungswachstum für einen 'Oblique Breakdown' für eine Rechnung mit hoher Modenzahl und etwas niedrigeren Anfangsamplituden für die Moden $(1,\pm 1)$.

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.

Rist, U. :

Zur Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen. Habilitationsschrift Univ. Stuttgart, 1998.

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

On the origins of unsteadiness and three-dimensionality in a laminar separation bubble. Phil. Trans. Roy. Soc. London A (to appear).

Hein, S. :

Linear and nonlinear nonlocal instability analyses for two-dimensional laminar separation bubbles. Proc. IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition, Sept. 13-17 1999, Sedona, Arizona. Springer.

Theofilis, V. :

Global linear instabilities in laminar separated boundary layer flows. Proc. IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition, Sept. 13-17 1999, Sedona, Arizona. Springer.

Weiteres Vorgehen

Ein Schwerpunkt zukünftiger Untersuchungen wird in der Identifikation und Analyse von Transitionszenarien in laminaren Ablöseblasen sowie der Abhängigkeit von der Reynoldszahl und des Druckgradienten liegen. Ein detaillierter Vergleich mit von Theofilis gefundenen globalen Instabilitätsmoden für eine ähnliche Strömung mit laminarer Ablösung ist notwendig und vorgesehen, um einen umfassenden Einblick in das Instabilitätsverhalten, d.h. den laminar-turbulenten Umschlag und/oder den Übergang zu einem instationären (laminar-turbulenten) Wirbelabgang zu bekommen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. Erik Janke	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	DLR-SK (Dr. Bertolotti), DaimlerChrysler Aerospace, Bremen (Dr. G. Schrauf) DFG-SPP "Transition", NAL - Indien, Old Dominion University - U.S.A. PD Dr. Uwe Ch. Dallmann	

Thema

Rezeptivitätsanalyse von 3D-Grenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeit und lokaler Absaugung.

Ausgangssituation

Zur Verbesserung der nichtempirischen Transitionsvorhersage in Tragflügelgrenzschichten unter Freiflugbedingungen und deren Korrelation mit Windkanalexperimenten ist die Ermittlung der Anfangsstörungen im Vorderkantenbereich erforderlich. Die berechneten Anfangsamplituden und Störungsprofile können direkt als Eingabegrößen für anschliessende Instabilitätsuntersuchungen (z.B. mit NOLOT/PSE) verwendet werden. Auf dem Forschungsgebiet der Rezeptivität dreidimensionaler Grenzschichtströmungen wurde in den letzten Jahren besonders durch DLR-Arbeiten von Bertolotti (1996, 1999) sowie durch DNS-Simulationen an der Universität Stuttgart (Messing und Kloker, 1999) wichtige Ergebnisse erzielt.

Ziel

Ziel des vorliegenden Forschungsprojektes ist es, den Rezeptivitätsansatz für lokalisierte Störungen nahe der Vorderkante (Bertolotti) zu nutzen, um eine Verringerung des für DNS-Rechnungen notwendigen numerischen Aufwandes zu erreichen. Dadurch wird es möglich, ausgedehntere Strömungsbereiche sowohl in spannweiti-ger als auch in Stromabrichtung, und somit realistische Absaugblechkonfigurationen mit mehreren Reihen von Absaugbohrungen hinsichtlich ihres Einflusses auf die Generierung der am stärksten angefachten Störungen hin zu untersuchen.

Lösungsweg

Die Entwicklung und Validierung des Verfahrens erfolgt in enger Kooperation mit experimentellen Arbeiten an der flachen Platte mit Druckgradient (Abegg, Bippes und Janke, 1999). Zunächst wird die Rezeptivität von ausschliesslich stationären Störungen infolge von Rauigkeiten und Lochabsaugung betrachtet. Eine weitere Beschränkung besteht in der Annahme kleiner Störungen, so dass die Linearisierten Navier-Stokes Gleichungen (LNS) Anwendung finden können. Der Störungsansatz in Gleichung 1 folgt der Arbeit von Bertolotti (1996) und beruht auf einer vorgegebenen Wellenannahme in Stromabrichtung, sowie auf periodischen Annahmen in spannweiti-ger Richtung und für die zeitliche Störungsentwicklung. Die Diskretisierung der LNS in krummlinigen,

$$q(x_1, x_2, x_3, t) = \hat{q}(x_1, x_3) \cdot e^{i \int \alpha x_1 dx_1 + i \beta x_2 - i \omega t} \quad (1)$$

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 Lösung des entstehenden elliptischen Gleichungssystems wurde ein Mehrgitterverfahren entwickelt, das auf *semi-coarsening* in Stromabrichtung und Linienrelaxation auf den einzelnen Gittern beruht. Durch diesen effizienten Lösungsweg benötigt das Verfahren nur 80 MB Speicherplatz für ein Rechenggebiet von $(N_x, N_y) = (300, 200)$ Punkten sowie etwa 15 Minuten auf einer SUN-Ultra 60 mit 450 MHz zur Konvergenz des Residuums um zehn Grössenordnungen.

Ergebnisse

Erste Ergebnisse für die Staulinienströmung *Swept Hiemenz Flow* ($\bar{Re}=400, \beta = 0.6$) sind in Abb. 1 dargestellt. In den Abbildungen 1a,b) sind Real- und Imaginärteil der auf einer PSE-Lösung basierenden vorgegebenen Wellenzahl α mit der Lösung aus den LNS verglichen. Es ist erkennbar, dass die Nahfeldlösung in der Umgebung einer Störung starke Unterschiede im Vergleich zur PSE-Lösung aufweist, während sich stromab der

Störung in der Fernfeldlösung die für eine PSE-Rechnung interessante am stärksten angefachte Eigenmode mit der gesuchten Anfangsamplitude $|u|$ durchsetzt (Abb. 1c). Das Ersetzen der originalen Störung durch eine sogenannte *äquivalente* Wandgeometrie hat neben dem verringerten Rechenaufwand durch die verringerte numerische Auflösungsanforderung noch einen weiteren Vorteil: Die Höhe und Form dieser äquivalenten Wandgeometrie bestimmt direkt die stromab entstehende Störungsamplitude und ermöglicht somit einen qualitativen Vergleich verschiedener Wandrauhigkeiten oder Lochabsaugungen noch vor der Lösung der LNS (Abb. 2).

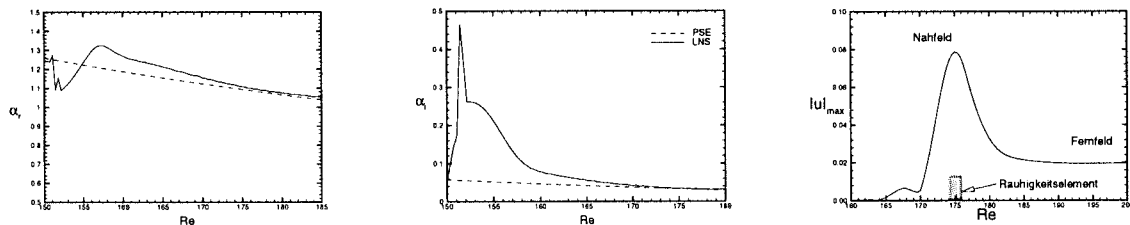


Abbildung 1: (a,b) Vergleich von vorgegebener komplexer Wellenzahl (PSE) mit berechneter Wellenzahl (LNS) (Störung bei $Re=150$), sowie die Störungsamplitude in der Umgebung einer Einzelrauhigkeit (c)

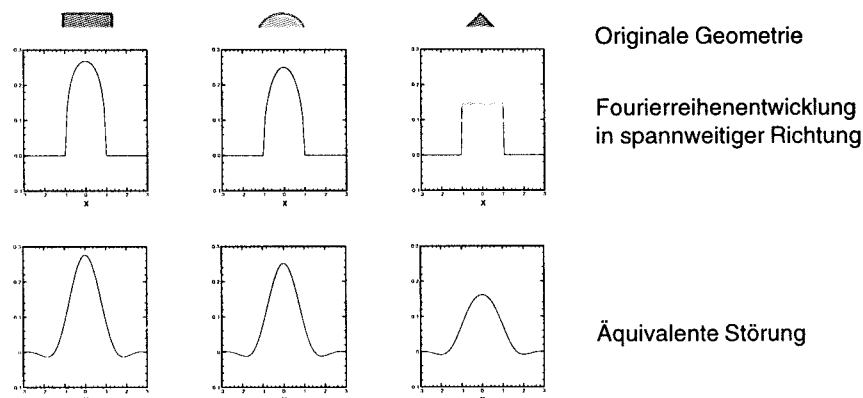


Abbildung 2: Vergleich der äquivalenten Rauigkeiten verschiedener Geometrien (Höhe=Radius=1)

Literatur

- Abegg Ch., Bippes H., Janke E. 1999 – Stabilization of boundary layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction, to appear in: IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Sedona, AZ, U.S.A.
 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.
 Bertolotti, F. P. 1999 – Receptivity of three-dimensional boundary layers to localized wall roughness and suction, submitted to Physics of Fluids.
 Hein St. 1998 – Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE zur verbesserten Auslegung von HLFC-Systemen, STAB-Mitteilung.
 Messing R., Kloker M. 1999 – DNS-Untersuchung der diskreten Absaugung durch Einzelloch-Arrays, BMBF-Abschlussbericht.

Weiteres Vorgehen

Motiviert durch in Experimenten festgestellte spannwitige Ungleichförmigkeiten in stationären Absaugeverteilungen sind zunächst Erweiterungen des Verfahrens für nichtlineare Rechnungen vorgesehen. Dazu ist die Parallelisierung des Verfahrens für Rechnungen auf einem Workstation-Cluster problemlos möglich. Es ist weiterhin geplant, 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.

Datum: 04. November 1999

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen (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	DLR - SK (F. Bertolotti, S. Hein, A. Stolte) DFG Schwerpunktprogramm 'Transition' Graduiertenkolleg Göttingen P. Huerre, J.-M. Chomaz, Ecole Polytechnique, Palaiseau M. Gaster, London R. J. Lingwood, Cambridge	
Thema	Kausale Stabilitätsanalyse primärer und sekundärer Querströmungswirbel in der dreidimensionalen Grenzschicht des DLR Prinzipexperiments	

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 Störwellen beobachtet, siehe z.B. [1]. Dabei spielen in Strömungsrichtung ausgerichtete Längswirbel eine entscheidende Rolle, wie z.B. Querströmungswirbel in dreidimensionalen Grenzschichten, die gegenüber hochfrequenten Störwellen instabil werden [2],[3]. Der konvektive oder absolute Charakter dieser Instabilitäten ist noch ungeklärt, ist aber von zentraler Bedeutung für ein in Grenzschichten allgemein gültiges Transitionskriterium.

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

Die von Dauchot und Manneville geäußerte Hypothese, daß die laminar-turbulente Transition einer globalen Verzweigung der Reynoldszahl-abhängigen Lösungsmannigfaltigkeiten entspricht, konnte bisher nur an Modellgleichungen demonstriert werden. Eine lokale Untersuchung auf absolutes/konvektives Instabilitätsverhalten (kausale Stabilitätsanalyse) kann jedoch benutzt werden, um dies indirekt für realistische Grenzschichten zu beweisen oder zu widerlegen. Daher werden primäre und sekundäre Instabilitäten in einer dreidimensionalen Grenzschicht auf absolutes bzw. konvektives Stabilitätsverhalten untersucht.

Ergebnis

Für das in [2],[3] untersuchte Modellproblem der schiebenden Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten (DLR Prinzipexperiment "SCHIEBENDE PLATTE") wurden primäre und sekundäre Wellenpakete einer kausalen Stabilitätsanalyse unterzogen. Dazu wurde eine in [4] entwickelte Methode verwendet. Bei der Anwendung auf primäre, dreidimensionale Wellenpakete stellte sich heraus, daß in der Anfachungsfläche $\omega_i(\alpha_r, \beta_r)$ neben Maxima und Minima von ω_i auch Sattelpunkte für das asymptotische Verhalten von Wellenpaketen berücksichtigt werden müssen um die Neutralkurve des Wellenpakets zu bestimmen (demonstriert in Bild 1 für das Beispiel der Blasius Grenzschicht). Die numerische Berechnung von Sattelpunkten einer Fläche erwies sich dabei als nicht einfach. Im nächsten Schritt wurden primäre Wellenpakete für das DLR Prinzipexperiment untersucht. Wie aus bereits in der Literatur vorhandenen Ergebnissen zu erwarten war, sind auch alle für das DLR Prinzipexperiment untersuchten Fälle primärer Instabilität konvektiv instabil (vgl. [4]).

Damit liegen alle Hoffnungen auf einem konvektiv-absoluten Instabilitätswechsel sekundärer Instabilitäten. Diese sind jedoch um Größenordnungen aufwendiger zu berechnen und dementsprechend wurden zunächst nur zweidimensionale Wellenpakete untersucht. Aber auch die stellen große Anforderungen bezüglich Rechenzeit und erforderlichem Speicherplatz. Alle bisher berechneten sekundären Instabilitäten bis zu einer Profiltiefe von $x_c/c = 0.6$ sind ebenfalls konvektiv instabil (siehe [5]). Allerdings wurde im Experiment Transition auch erst bei $x_c/c \sim 1.0$ bzw. größeren Anströmgeschwindigkeiten beobachtet.

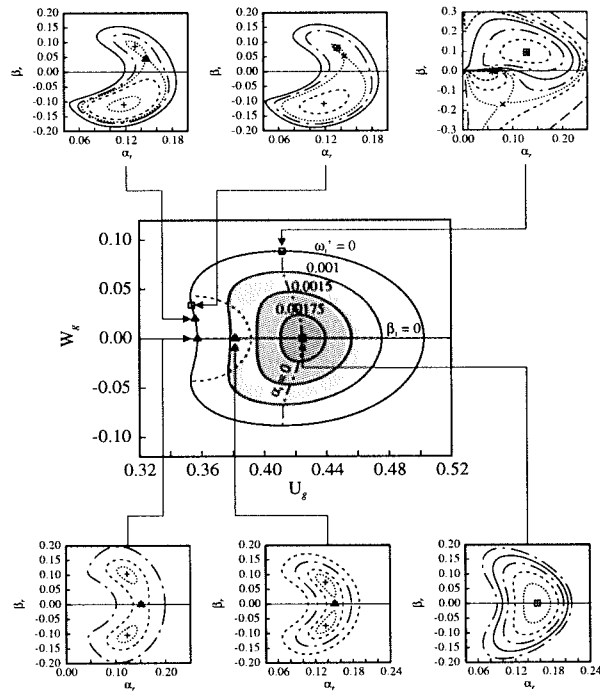


Abbildung 1: Blasius Grenzschicht für $Re = 580$: Zeitliche Isoanfuchungskurven $\omega'_i(U_g, W_g)$ im mit der Gruppengeschwindigkeit (U_g, W_g) mitbewegten System. Dies entspricht dem räumlichen Verhalten $\omega'_i(x/t, y/t)$ des Wellenpakets für $t \rightarrow \infty$. Ebenfalls gezeigt sind 6 zeitliche Isoanfuchungsdiagramme $\omega'_i(\alpha_r, \beta_r) = \text{const.}$ bei festgehaltener räumlicher Anfuchung (α_i, β_i) . Deutlich sichtbar ist der Übergang vom Maximum zum Sattelpunkt in der Isoanfuchungsfläche $\omega'_i(\alpha_r, \beta_r)$ entlang $W_g = 0$.

Literatur

- [1] T.Lerche: Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im Transitionsprozess einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht. Fortschritt-Bericht VDI Reihe 7, no 310 (1997). VDI-Verlag Düsseldorf (Germany).
- [2] W.Koch, F.P.Bertolotti, A.Stolte und S.Hein: Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. Erscheint im *J. Fluid Mech.*
- [3] A.Stolte: Investigation of transition scenarios in boundary-layer flows. Dissertation, Georg-August-Universität Göttingen (1999).
- [4] H.Oertel, Jr. und J.Delfs: Mathematische Analyse der Bereiche reibungsbehafteter Strömungen. *Z.angew.Math.Mech.(ZAMM)* **75**(1995),491-505.
- [5] W.Koch: Absolute/convective instability analysis of secondary cross-flow vortices in a three-dimensional boundary layer. Erscheint in den Proceedings des IUTAM Symposiums on Laminar-Turbulent Transition, Sedona, Arizona, September 13-17,1999.

Weiteres Vorgehen

Die kausale Stabilitätsanalyse zweidimensionaler Wellenpakete wird für größere Profiltiefen fortgesetzt. Wenn dabei ein erfolgversprechender Trend sichtbar wird, werden Untersuchungen dreidimensionaler Wellenpakete ins Auge gefaßt, um so einen Hinweis auf den selbsterhaltenden Mechanismus beim Zusammenbruch zu erhalten.

Datum: 4.11.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis : Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner : Dipl.-Ing. M. Lang, PD Dr.-Ing. U. Rist
Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution : Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse : Pfaffenwaldring 21 **Telefon :** 0711/6 85 34 25
70550 Stuttgart **Telefax :** 0711/6 85 34 38
 e-mail : lang@iag.uni-stuttgart.de

Thema :
Erste experimentelle Ergebnisse zur Transition in einer laminaren Ablöseblase.

Ausgangssituation :

Durch hohe Druckanstiege treten besonders an Laminarflügeln und bei Hochauftriebshilfen transitionale Ablöseblasen auf, bei denen sich anschließend die turbulente Grenzschicht wieder anlegt. Die Vorgänge bei der Transition sind in vielen Punkten noch nicht verstanden. So fehlen vor allem grundlegende Kenntnisse über das Entstehen dreidimensionaler Strukturen beim Grenzschichtumschlag und ihr Einfluß auf das Wiederanlegen der abgelösten Grenzschicht. Diese Kenntnisse sind jedoch wichtig für die Modellierung der Strömung mit Ablösung.

Ziel :

Durch Experimente im Laminarwasserkanal in enger Zusammenarbeit mit direkter numerischer Simulation sollen fundamentale Erkenntnisse über Instabilitäts- und Transitionsmechanismen gewonnen werden.

Lösungsweg:

Bei einem Turbulenzgrad von $Tu \leq 0,05\%$ für einen Frequenzbereich von $0,1 - 10 \text{ Hz}$ eignet sich der Laminarwasserkanal hervorragend zur Untersuchung von Transitionsvorgängen. Die Frequenz typischer Tollmien-Schlichting-Wellen beträgt im Laminarwasserkanal ca. 1 Hz .

Mit Hilfe eines Verdrängungskörpers wird eine laminare Ablöseblase an der ebenen Platte erzeugt. Um am Verdrängungskörper selbst Ablösung und Transition zu verhindern, wird die Grenzschicht dort abgesaugt.

Mit einer Schwingdrahtvorrichtung wird eine zweidimensionale Tollmien-Schlichting-Welle in die ankommende Grenzschicht eingekoppelt. Dies gewährleistet ein gleichmäßiges, periodisches Schwingen der Scherschicht, sofern die Schwingdrahtfrequenz der selbsterregten Frequenz in der Scherschicht im ungestörten Fall entspricht. Durch ein vom Schwingdraht abgegebenes Referenzsignal werden phasenaufgelöste Messungen mit einem Laser-Doppler-Anemometer möglich, d.h. jedem Zeitpunkt im Meßschrieb kann die augenblickliche Phasenlage des Schwingdrahtes zugeordnet werden. Bei periodischen Vorgängen können so die einzelnen Meßpunkte wieder zeitlich in Bezug zueinander gebracht werden.

Um einen visuellen Einblick in die Entwicklung der Scherschicht und die Entstehung der dreidimensionalen Wirbelstrukturen beim Umschlagszenario zu erhalten, kommen die Wasserstoffbläschenmethode (Abb. 1) sowie Anfärbemethoden zum Einsatz.

Ergebnis :

Über den gesamten abgelösten Bereich hinweg wurden bei einer freien Anströmgeschwindigkeit von $u_e = 128 \frac{\text{mm}}{\text{s}}$ (vor dem Einfluß des Verdrängungskörpers gemessen) an 30 Positionen Geschwindigkeitsprofile gemessen. Die Reynoldszahl bezogen auf die Verdrängungsdicke an der Ablösestelle betrug $Re_{\delta_1} = 960$.

Die Gesamtlänge der Ablöseblase ist mit ca. 220 mm durch die Trennstromlinie gegeben. Diese trennt das Rezirkulationsgebiet von der Außenströmung, d.h. im zeitlichen Mittel muß die Massenfluktuation zwischen der Plattenoberfläche und der Trennstromlinie Null sein. Durch die Verwendung eines LDA sind Betrag und Richtung der Geschwindigkeitskomponenten bekannt,

sodaß die Trennstromlinie direkt aus den gemessenen Geschwindigkeitsprofilen ermittelt werden kann.

Im vorderen Bereich der Ablöseblase wurde ein Vergleich der direkt aus den Meßschrieben erhaltenen Amplitudenverläufe $\frac{A}{A_0}$ mit nach der linearen Stabilitätstheorie berechneten Amplitudenverläufe durchgeführt. Dabei dienten die gemessenen und anschließend gesplinten Geschwindigkeitsprofile als Eingabe für einen Orr-Sommerfeld-Löser. Der Vergleich zeigt bis $x = 300 \text{ mm}$ ($x = 0 \text{ mm}$ befindet sich im engsten Querschnitt unter dem Verdrängungskörper) eine sehr gute Übereinstimmung des Experiments mit der linearen Stabilitätstheorie (Abb. 2). Ab hier beginnt dann eine starke Entwicklung dreidimensionaler Strukturen in der Scherschicht (Abb. 1) und eine Sättigung der Störungsanfachung.

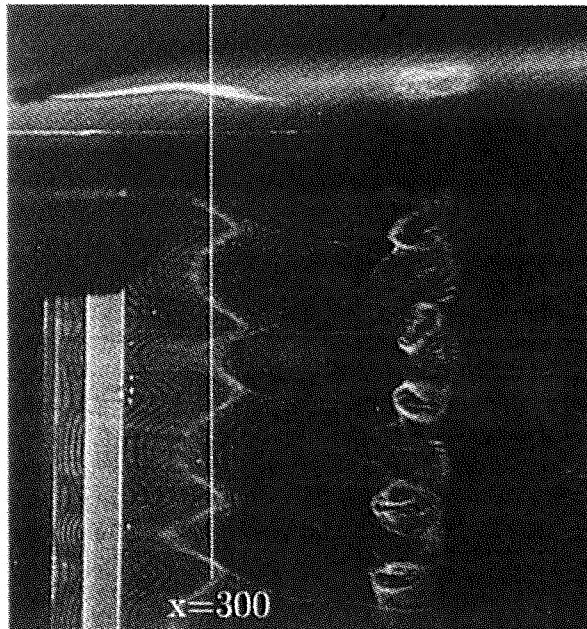


Abb.1: Umschlagszenario in der Scherschicht der laminaren Ablöseblase mit Wasserstoffbläschen sichtbar gemacht.

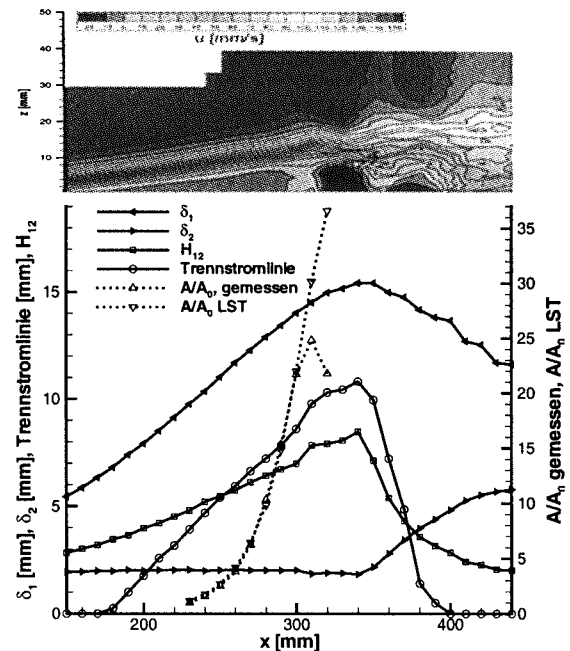


Abb.2: Momentaufnahme (u-Komp.) aus phasen aufgelösten LDA-Meßdaten (oben). Grenzschichtparameter über die gesamte Blase hinweg und Vergleich mit der linearen Theorie.

Literatur :

- [1] MAUCHER, U., RIST, U., WAGNER, S.: Transitional structures in a laminar separation bubble, in: W. Nitsche, H.J. Heinemann, R. Hilbig (Eds.): *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II*, NNFM Vol. 72, (Proc. 11th STAB/DGLR-Symposium, Berlin, Nov. 10-12, 1998), Vieweg, 1999, 307 – 314.
- [2] RIST, U.: Zur Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen, Habilitation Universität Stuttgart, Shaker, Aachen, Maastricht, 1999.
- [3] KRUSE, M.: Einsatz der Laser-Doppler-Anemometrie zur Untersuchung des laminar-turbulent Grenzschichtumschlags an der ebenen Platte, Dissertation Universität Stuttgart, VDI, 1997.

Weiteres Vorgehen :

Ergänzend zu den LDA-Messungen sollen in naher Zukunft PIV-Messungen durchgeführt werden. Besonders im turbulenten Bereich der Ablöseblase, der sich durch eine zunehmende Unregelmäßigkeit der gemessenen Phasenverläufe in Bezug auf die Phasenlage des Schwingdrahtes auszuzeichnen scheint, soll dieses räumlich auflösende Meßverfahren zum Einsatz kommen. Hier können mit Hilfe des phasenmittelnden Verfahrens nur noch grobe Strukturen aufgelöst werden.

Datum : 15.11.99

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis/Projektgruppe: Physikalische Grundlagen / Stumpfe Körper-Rümpfe

Ansprechpartner Mei Lu, Dr. F. Grosche, P.D. Dr. Uwe Ch. Dallmann, Prof. Dr. G. E. A. Meier

Institution DLR - Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Transition und Turbulenz, Göttingen

Adresse Bunsenstraße 10 **Telefon** +49 551 709 2293
37073 Göttingen **Telefax** +49 551 709 2404
 Email mei.lu@dlr.de

Weitere Partner

Thema: **Widerstandsverminderungen einer Kugel durch passive Ventilation des Nachlaufs bei überkritischen Reynoldszahlen**

Ausgangssituation:

Der Begriff der passiven Ventilation wurde von G.E.A. Meier et al. eingehend dargestellt. Hier wird durch einen oder mehrere Kanäle (Röhren) eine Verbindung zwischen dem Staubereich und dem auf der Rückseite befindlichen Unterdruckgebiet hergestellt, und damit eine Ausgleichsströmung ermöglicht.

G.E.A. Meier et al. und G.K. Suryanarayana et al. haben über Kraftmessungen im Windkanal berichtet. Diese zeigen, daß der Widerstand einer Kugel durch Ventilation bei überkritischen Reynoldszahlen (bis $Re = 8.5 \times 10^5$) um 50%-60% reduziert werden kann.

Ziele:

Das Ziel der Arbeit ist es, den Widerstand der stumpfen Körper durch Ventilation des Nachlaufs bei überkritischen und transkritischen Reynoldszahlen zu vermindern.

Lösungsweg:

Es wurden mehrere Versuchsreihen an der ventilierten Kugel und der Vollkugel im Hochdruckwindkanal (HDG) der DLR in Göttingen durchgeführt.

Für die Untersuchung wurde eine Kugel aus Aluminium mit einem Ventilationskanal benutzt (siehe Bild 1). Die Vollkugel wurde simuliert, indem der Ventilationskanal mit abgeformten Stopfen verschlossen wurde. Die Kugel war symmetrisch mit einem Stiel befestigt. Die für die Kraftmessungen verwendete 6-Komponenten Einbauwaage hat einen Meßbereich für die Widerstandskraft bis maximal 111 N.

Ergebnis:

Die experimentellen Untersuchungen zur Widerstandsverminderung von stumpfen Körpern bei höheren Reynoldszahlen (bis $Re \approx 4 \times 10^6$) zeigen, daß die passive Ventilation im überkritischen und transkritischen Reynoldszahlbereich eine sehr wirksame Methode zur Senkung des Widerstandsbeiwertes von Kugeln ist. Eine solche Widerstandsverminderung kann bei einer Kugel mit einem Öffnungsverhältnis (Querschnittsfläche des Ventilationskanals zu Projektionsfläche der Kugel) von 2.25% ca. 40%, maximal 67%,

betragen. Die Widerstandsbeiwerte der ventilierten Kugel bei den Anstellwinkel 5° und 10° sind nicht wesentlich höher als die der ventilierten Kugel ohne Anstellwinkel (siehe Bild 2).

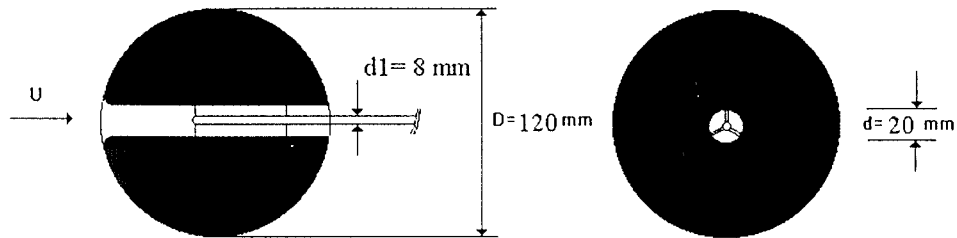


Bild 1. Skizze des Kugelmodells

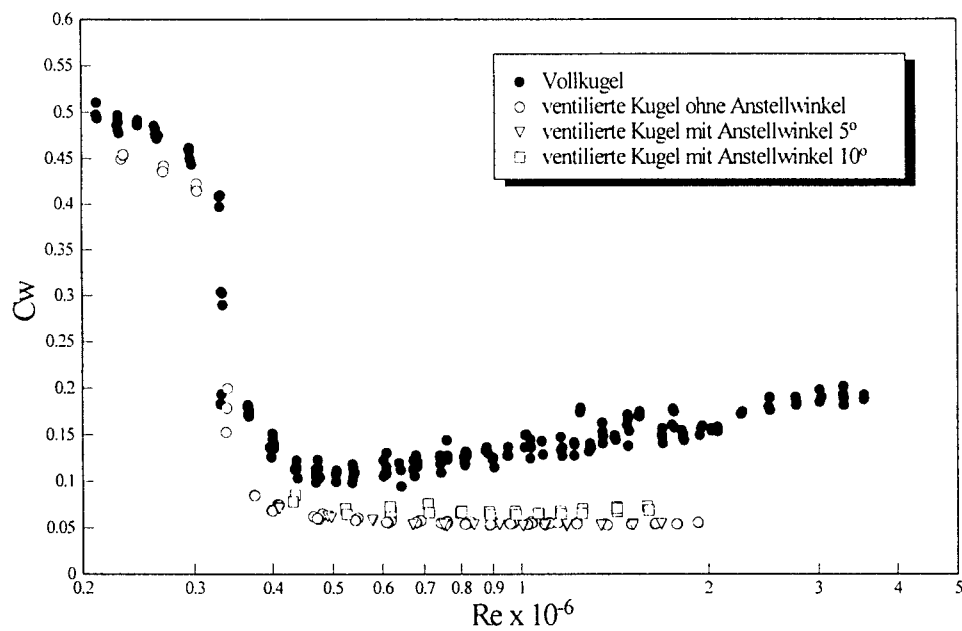


Bild 2. Widerstandsbeiwert der Vollkugel und der ventilierten Kugel ohne und mit Anstellwinkel

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. F. Magagnato

Institution: Universität Karlsruhe

Adresse: Fachgebiet Strömungsmaschinen **Telefon:** 0721/608 3813
Kaiserstr. 12 **Telefax:** 0721/608 3529
76128 Karlsruhe **e-mail:** magagnato@mach.uni-karlsruhe.de

Thema: Ein neues adaptives Turbulenzmodell für instationäre Strömungen

Ausgangssituation:

Die Berechnung von instationären Strömungen gewinnt in der Numerischen Strömungsmechanik zunehmend an Bedeutung. Man erhofft sich zum einen daraus eine genauere Vorhersage bei schwierig zu berechnenden Strömungen (z.B. Stumpfe Körper, laminaren Ablöseblasen an Tragflügeln usw.) und natürlich bei Strömungen mit instationären Charakter (z.B. Turbinenstufen, Kolbeninnenströmung). Bisherige instationäre Berechnungen werden entweder mit konventionellen Turbulenzmodellen in Verbindung mit den Reynoldsgemittelten Navier-Stokesgleichungen durchgeführt oder mit der Large Eddy Simulation.

Ziel:

Da die drei-dimensionale instationäre numerische Berechnung bereits einen Teil der turbulenten kinetischen Energie bzw. Reynoldsspannungen auflöst, muss das Turbulenzmodell mit feiner werdender numerischer Auflösung diesem Sachverhalt Rechnung tragen und schrittweise die Grösse der zu modellierenden Reynoldsspannungen verkleinern. Dies muss soweit gehen, dass im Falle der Auflösung der gesamten turbulenten kinetischen Energie (Direkte Numerische Simulation) sich dieses Modell ausschalten muss. Die Feinstrukturmodelle welche zur Zeit bei der LES verwendet werden (z.B. Smagorinsky-Lilley, Yoke, Davidson usw.) besitzen zwar dieses Verhalten bei immer feiner werdender Auflösung, haben aber bei gröber werdender Auflösung leider nicht das richtige asymptotische Verhalten. Diese Modelle müssten dann zu einem konventionellen Turbulenzmodell konvergieren, d.h. die Grösse der zu modellierenden Reynoldsspannungen muss dann konstant werden. Darüberhinaus ist bekannt dass der Energietransport zwischen den großskaligen und den kleinskaligen Wirbeln nicht unidirektional ist Schumann [2]. Der Wirkung der kleinen Skalen auf die großen Skalen wird in der Literatur als backscatter bezeichnet. Ein solches Modell muß einen stochastischen Charakter haben im Gegensatz zum dissipativen Charakter des forward scatter.

Lösungsweg:

Es wird der Ansatz gemacht, dass die gesamte Dissipationsrate der turbulenten kinetischen Energie ϵ bzw. der turbulenter Zeitmaßstab τ sich in einen aufgelösten und einen unaufgelösten Anteil aufspalten lässt. Der aufgelöste Anteil wird dann mit einer Beziehung die für isotroper Turbulenz gültig ist approximiert, während der unaufgelöster Anteil mit einer Transportgleichung modelliert wird Magagnato/Gabi [3]. Diese Beziehung berechnet mit der turb. kinetischen Energie und einem effektivem Längenmaß die aufgelöste Dissipationsrate.

$$\epsilon = \sqrt{k^2} / L_d,$$

wobei sich der effektiver Längenmaßstab als das Maximum zwischen dem zeitlichen und dem räumlichen Längenmass ergibt.

$$L = \max(L_t, L_s)$$

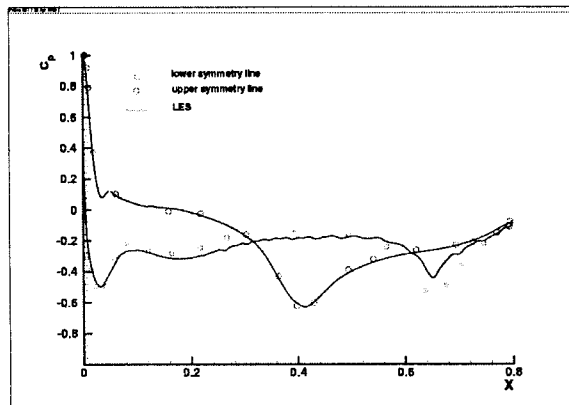
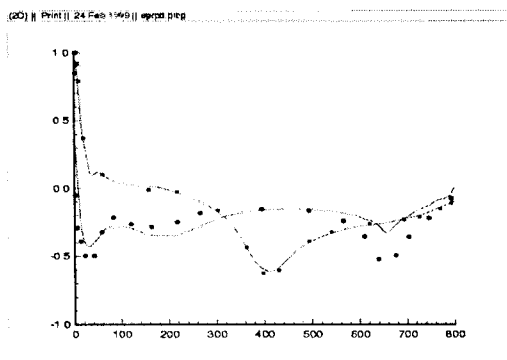
Die Beziehung für den aufgelösten Anteil ϵ wird dann in die Transportgleichung für die turbulente kinetische Energie eingesetzt. Dieses Modell hat dann das oben beschriebene asymptotische Verhalten. Als das backscatter zu simulieren wird das Modell von Schumann [2] an das oben beschriebene

Turbulenzmodell angepaßt, mit dem Ziel das richtigen asymptotischen Verhalten zu erzwingen [3]. Die Einströmrandbedingungen für dieses Turbulenzmodell müssen natürlich ebenfalls das richtigen asymptotischen Verhalten aufweisen.

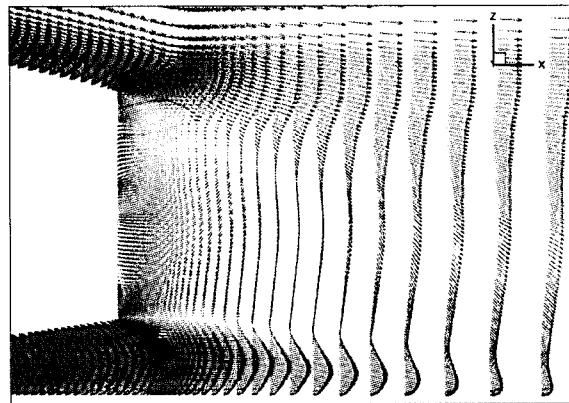
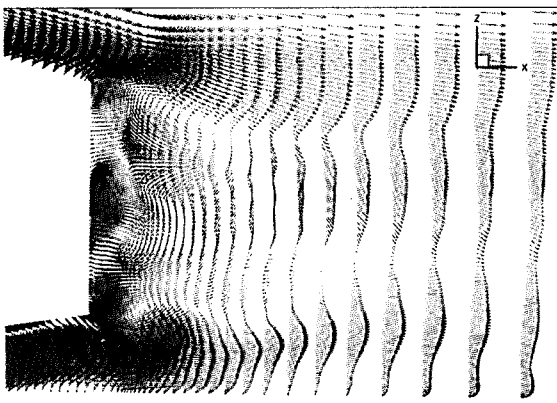
Ergebnisse:

Erste Ergebnisse für die Umströmung des Zylinder bei $Re_D=140\,000$ zeigen das diese Strömung mit instationären dreidimensionalen Berechnungen viel besser mit den Messungen übereinstimmt als zwei-dimensionale Berechnungen. Bei der 3d-Simulation wurden 1,7 Mio. Punkte verwendet, während bei der 2d-Simulation nur 40 000 Punkte verwendet wurden.

Die Umströmung des idealisierten Fahrzeugmodell ASMO wurde mit ca 4,5 Mio. Punkte instationär berechnet. Dabei zeigte sich, dass die Berechnung mit dem Smagorinsky-Lilley Feinstrukturmodell eine Ablösung sowohl auf dem hinteren Dachgebiet als auch im Heckdiffusor vorhersagt, während das adaptive Turbulenzmodell hier keine Ablösung vorhersagt. Deshalb stimmt bei diesem Modell die berechnete Druckverteilung besser mit den Messungen überein. Der Grund ist vermutlich das der transport der turbulenten kinetischen Energie mit dem neuen Modell besser mit der Realität übereinstimmt als mit dem algebraischen Smagorinsky-Lilley Modell.



Berechnete und gemessene mittlere Druckverteilung im Mittelschnitt des Fahrzeugs.
Links Smagorinsky-Lilley rechts adaptives Modell



Zeitlich gemittelte Geschwindigkeitsvektoren im Mittelschnitt des Fahrzeugs.
Links Smagorinsky-Lilley rechts adaptives Modell

Literatur:

- [1] Speziale, C.G., Turbulence Modeling for Time-Dependent RANS and VLES: A Review, AIAA Journal, vol. 36, No. 2, 1998
- [2] Schumann, U., Stochastic backscatter of turbulence energy and scalar variance by random subgrid-scale fluxes, Proc. R. Soc. London. A, 451, pp. 293-318, 1995
- [3] Magagnato, F. and Gabi, M., A New Adaptive Turbulence Modell for Unsteady Flow Fields in Rotating Machinery, To appear in Proceedings of ISROMAC-8 Conference, Honolulu, Hawaii, March 2000

weiteres Vorgehen:

Das adaptive Turbulenzmodell soll mit Hilfe von DNS und Experimenten weiter validiert werden und kalibriert werden. Darüberhinaus wird in das Numerische Verfahren lokale Netzverfeinerung implementiert, um den Berechnungsaufwand drastisch zu reduzieren.

Mitteilung

Projektgruppe: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. J. Meinert

Institution: Institut für Thermodynamik und TGA

Adresse: Technische Universität Dresden
D - 01062 Dresden

Telefon: 0351 / 463 4741
Telefax: 0351 / 463 7105

Thema: Untersuchung des Ablöseverhaltens einer turbulenten Plattengrenzschicht bei intensiver Ausblasung verschiedener Medien

Ausgangssituation:

Das Ausblasen (Transpiration) von Gas durch eine poröse Wand in eine turbulente Grenzschicht stellt eine sehr wirkungsvolle Methode der Grenzschichtbeeinflussung dar. Es wird sowohl eine beträchtliche Verminderung der Wandschubspannung (Haftreibung) als auch der konvektiv übertragenen Wärmestromdichte erreicht. Diese Phänomene besitzen eine enorme praktische Bedeutung z. B. beim zukünftigen Einsatz der Transpirationskühlung¹ in Gasturbinenbrennkammern bzw. Raketentriebwerksdüsen oder der Verhinderung des reibungsinduzierten Aufheizens der Außenhaut von Wiedereintritts-Flugkörpern in der Erdatmosphäre. Durch die starke Verminderung der Haftreibung erhöht sich die Gefahr des Ablösens der Grenzschicht, bei Erreichen der sog. kritischen Transpirationsmassestromdichte stellt sich dieser unerwünschte Zustand ein.

Ziel:

Bei der ingenieurtechnischen Auslegung eines transpirationsgekühlten Bauteiles ist es erforderlich, diesen kritischen Transpirationsparameter nicht zu überschreiten, da sich anderenfalls ein Strömungszustand einstellt, dessen Charakteristiken hinsichtlich Haftreibung und Wärmeübergang nicht mehr definierbar sind und der die Beschädigung oder Zerstörung des entsprechenden Bauteiles zur Folge haben kann. Das Ziel besteht also darin, dem Entwicklungsingenieur einen konkreten Wert des kritischen Transpirationsparameters in einer möglichst allgemeingültigen Form zur Verfügung zu stellen. Dabei sollten sowohl die Gestalt der Grenzschicht als auch die speziellen Ausblasbedingungen (Intensität, Stoffeigenschaften des Transpiranten) Berücksichtigung finden.

Lösungsweg:

Zur Erreichung dieses Zieles bieten sich verschiedene Vorgehensweisen sowohl theoretischer als auch experimenteller Natur an. Mit dem Transpirationsparameter F und dem Haftreibungsbeiwert c_f (ρu , ρv ... Massestromdichten, τ ... Schubspannung) kann ein modifizierter Transpirationsparameter ζ

$$F = \frac{\rho_w v_w}{\rho_\infty u_\infty}, \quad \frac{c_{f0}}{2} = \frac{\tau_w}{\rho_\infty u_\infty^2} \quad \text{mit} \quad \tau_w = \eta_w \left. \frac{du}{dy} \right|_w \quad \rightarrow \quad \zeta = \frac{2F}{c_{f0}} \quad \rightarrow \quad \boxed{\zeta_{krit} = \frac{2F_{krit}}{c_{f0}}}$$

gebildet werden², der Informationen bezüglich der Grenzschicht weitgehend beinhaltet. Der Haftreibungsbeiwert ohne Ausblasung muß mit Hilfe bekannter empirischer Beziehungen ermittelt werden. Für die Größe von ζ_{krit} wird in unterschiedlichen Literaturstellen ein Wert zwischen $2,7 \leq \zeta_{krit} \leq 6,0$ angegeben. Zur genaueren Spezifikation von ζ_{krit} unter verschiedenen Ausblasbedingungen wurden im Rahmen eines DFG-Vorhabens (Hu 644/1) zur Untersuchung der Haftreibung und des Wärmeüberganges in turbulenten Grenzschichten bei (Fremdgas-)Transpiration detaillierte Messungen durchgeführt. In einem Heißluft-Windkanal ($100 \times 114 \text{ mm}^2$, $u_{max} \approx 160 \text{ m/s}$, $t_{max} \approx 300^\circ\text{C}$) befindet

¹Kühlung einer porösen Wand mittels Fluiddurchsatz durch die Poren

²Indizes: w ... Wand, ∞ ... Grenzschichttrand, 0 ... ohne Transpiration

sich eine in den Kanalboden integrierte poröse Platte (Sinterstahl), die wahlweise von verschiedenen Gasen (Luft, Stickstoff, Helium, Argon) aus einem darunterliegenden Reservoir durchströmt wird. In der sich über der porösen Wand entwickelnden turbulenten Plattengrenzschicht³ kann eine Kombi-sonde - bestehend aus einem abgeflachten Pitotrohr („Fischmaul“, $H = 0,25 \text{ mm}$), einer statischen Drucksonde (Bohrungs- $\varnothing$ $0,2 \text{ mm}$) sowie einem NiCr/Ni-Thermoelement - zweidimensional traversiert werden. Zum Zwecke der hier beschriebenen Messungen wurde die Pitot-Sonde im wandnächsten Punkt ($y = H/2$) justiert.

Nach Erreichen des stationären Anlagenzustandes wird zunächst der dynamische Druck $p_{dyn,0}(H/2)$ ohne Transpiration gemessen, um die Messungen normieren zu können. Dann beginnt das Ausblasen jeweils verschiedener Medien mit stufenweiser Erhöhung der Intensität, wobei in jedem Zustandspunkt der dynamische Druck $p_{dyn} = \rho/2 u^2$ gemessen⁴ wird. BILD 1 zeigt im linken Teil schematisch den verwendeten Meßaufbau. Das Erreichen eines Staudruckes $p_{dyn} = 0 \text{ Pa}$ wird als Ablösen der Strömung von der Wand interpretiert.

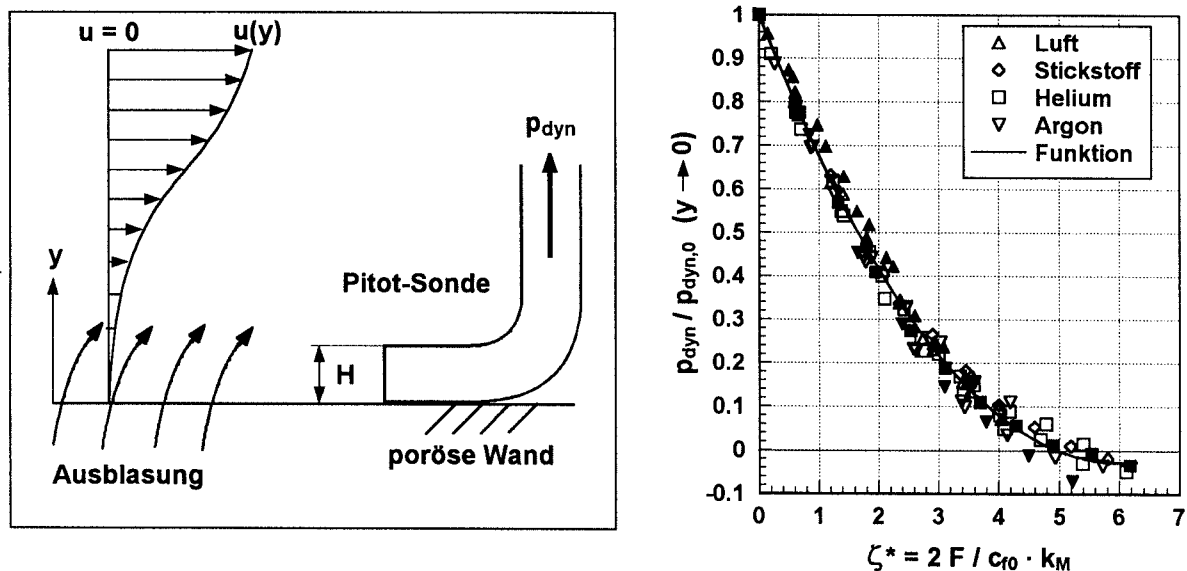


BILD 1: Schematischer Meßaufbau und Darstellung des dimensionslosen Staudruckes über dem modifizierten Transpirationsparameter

Ergebnis:

Veranschaulicht man sich das Verhältnis der Staudrücke $p_{dyn}/p_{dyn,0}$ für verschiedene Anlagenzustände (u_∞, t_∞), Ausblasraten F und Transpirationsmedien, so erkennt man einerseits den Einfluß der Intensität der Transpiration und andererseits den der Stoffeigenschaften des Transpiranten. Für leichtere Gase (Helium) erfolgt das Ablösen bereits bei wesentlich geringeren Kühlmittelmassestromdichten $\rho_w v_w$. Durch Definition eines zusätzlichen Korrekturfaktors k_M mit den molaren Massen des Kühlmittels M_c und der Luft M_∞

$$\zeta^* = \frac{2 F}{c_{f0}} k_M = \frac{2 F}{c_{f0}} \left(\frac{M_\infty}{M_c} \right)^{0,9} \quad \text{mit} \quad \boxed{\zeta_{krit}^* \approx 5,0}$$

können alle Meßwerte auf einer Kurve (BILD 1, rechts) zusammengefaßt werden. Für den so modifizierten kritischen Transpirationsparameter ergibt sich ein Wert von $\zeta_{krit}^* \approx 5,0$. Damit kann der Ingenieur die Bestimmung der maximalen Ausblasrate F_{krit} unter Berücksichtigung der Grenzschichtspezifik (c_{f0}) sowie der Art des Transpiranten (M_c) leicht realisieren.

Datum: 10.01.2000

³ dies wurde während umfangreicher Voruntersuchungen bestätigt

⁴ Die direkte Bestimmung der Geschwindigkeit u ist im Falle der Fremdgasstranspiration aufgrund der unbekannten Gaszusammensetzung nicht möglich.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Holger Opfer, Dr. Friedrich-Reinhard Grosche, Prof. Dr. Dirk Ronneberger	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2455 Telefax 0551 / 709-2829
weitere Partner	Fabian Evert, PD. Dr. Uwe Ch. Dallmann DFG-SPP(Transition), TU-Berlin	

Thema

Aktive Beeinflussung 3-dimensionaler Grenzschichtstörungen durch Methoden der adaptiven Signalverarbeitung

Ausgangssituation

Der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit liegt in der aktiven, dynamischen Beeinflussung bzw. Steuerung von Strömungen, hier angewandt auf die Auslöschung von Tollmien-Schlichting-Wellen in einer ebenen Plattengrenzschicht mittels gegenphasiger Störungen. In der Strömung über Tragflächen werden Störungen in gewissen Frequenzbereichen durch die TS-Instabilität angefacht und führen zur Transition. Da sich diese TS-Wellen nicht nur in Strömungsrichtung ausbreiten, müssen auch diese 3-dimensionalen Anteile gedämpft werden, um die Transition zu verzögern. Um dies durch aktive Methoden zu gewährleisten, bedarf es eines Steuerungssystems, welches die physikalischen Ausbreitungsmechanismen sehr genau nachbildet.

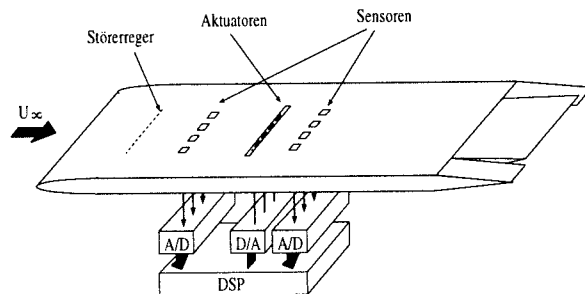
Ziel

Es soll ein aktives, dynamisches System zur Auslöschung von 3-dimensionalen Störungen in der Grenzschicht entwickelt werden. Ein solches System, bestehend aus Sensoren, Aktuatoren und Signalverarbeitungshard- und software, muß neben gewissen Ansprüchen an die Kausalität sowohl die Beobachtbarkeit als auch die Steuerbarkeit des Systemzustandes ermöglichen und sich einem zeitlich veränderlichen Systemzustand ausreichend schnell anpassen können. Da die Anfachung von Störungen durch die TS-Instabilität in weiten Bereichen linear verläuft, aber frequenzabhängig ist, bieten sich zunächst Methoden der linearen Systemtheorie an, die durch digitale Signalverarbeitung in Echtzeit realisiert werden müssen. Desweiteren sollen insbesondere die Grenzen eines solchen aktiven, dynamischen Stabilisierungssystems untersucht werden, zum Beispiel im Hinblick auf Nichtlinearitäten in der Störungsausbreitung.

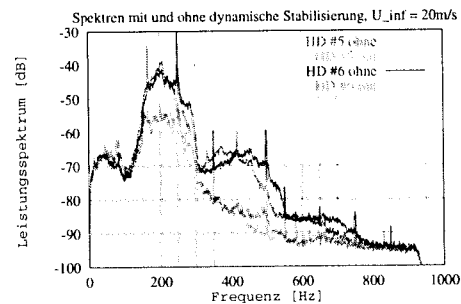
Lösungsweg

Da es sich um ein Grundlagenexperiment handelt, werden die Untersuchungen an einem nicht unnötig komplexen Modell durchgeführt. Das bedeutet hier, daß als Modell eine ebene Platte gewählt wurde, deren Anstellwinkel variiert werden kann. Der DLR-Laminarkanal sorgt für eine turbulenzarme Anströmung, um einen möglichst definierten Zustand zu erhalten. Durch spannungweitig in die Platte eingelassene Schlitze, die durch Druckkammerlautsprecher angesteuert werden, können definierte Störungen in die Grenzschicht eingebracht werden. Bei entsprechender Wahl des Anstellwinkels und der Anströmgeschwindigkeit können auch natürliche TS-Wellen untersucht und beeinflußt werden. Die zu unterdrückenden Störungen werden stromab durch ein Feld von vier spannungweitig angeordneten Heißfilmen aufgenommen (Abb. (a)). Die Heißfilmsignale dienen als Eingangssignal für ein komplexes Systemmodell, das sowohl die Rezeptivität als auch die frequenzabhängige Anfachung und Ausbreitung der Störungen nachbildet. Um eine entsprechende Dämpfung der Störungen durch den mit Hilfe von vier Lautsprechern angesteuerten Aktuatorschlitz zu gewährleisten, muß die Signalverarbeitung ausreichend schnell stattfinden und die elektrische Signallaufzeit muß kleiner als die physikalische Laufzeit der TS-Wellen sein. Vier weitere Heißfilmsensoren direkt hinter den Aktuatoren liefern der Signalverarbeitung vier Fehlersignale, mittels derer ein Algorithmus die Parameter des Systemmodells anpaßt. Dieser Algorithmus muß äußerst präzise arbeiten, robust gegen Störungen sein und sich Änderungen sehr schnell anpassen

können. Ziel dieser Arbeit soll es sein, die Entstehung und Ausbreitung von 2- und 3-dimensionalen Störungen basierend auf der Tollmien-Schlichting-Instabilität zu untersuchen und diese durch ein effektives, flexibles und robustes Steuerungssystem zu dämpfen, sowie die Grenzen eines solchen Systems besser zu verstehen. Um dies zu erreichen muß das Systemmodell auch Kopplungen der Sensor-Aktuatoranordnung nachbilden, was auch bei der spannweiten Anordnung von mehreren Systemen, die sich auf die Dämpfung von 2-dimensionalen TS-Wellen beschränken, geleistet werden muß.



(a) Prinzipskizze



(b) Spektren der Fehlersignale bei $U_{inf} = 20 \text{ m/s}$

Ergebnis

Zunächst wurden mittels spannweitiger Kohärenzmessungen an einer bereits vorhandenen ebenen Platte Abschätzungen bezüglich der notwendigen Geometrie der Sensor-Aktuatoranordnung gemacht, um eine ausreichende räumliche Abtastung des Wellenfeldes und somit des momentanen Systemzustandes zu garantieren. Die abgebildete Aktuatoranordnung erfüllt nach bisherigem Kenntnisstand die räumliche Abtastung und garantiert dadurch die im Sinne der Regelungstechnik zu erfüllende Steuerbarkeit. Zur Erfüllung des zeitlichen Kriteriums der Steuerbarkeit wurde der Sensor-Aktuatorabstand so gewählt, daß die elektrischen Signallaufzeiten kleiner als die Laufzeit der TS-Wellen sind. Damit die Steuerbarkeit für den relevanten Frequenzbereich sichergestellt ist, muß der Frequenzgang ausreichend glatt sein. Dies wurde durch Schalldruckpegelmessungen an einem Aktuatormodell und anschließende Berechnungen der zur Dämpfung von TS-Wellen ausschlaggebenden Schallschnelle im Schlitz bestätigt. Mittels Simulationen wurden Systemmodelle entwickelt, die eine unterschiedlich starke Berücksichtigung von spannweiten Korrelationen ermöglichen. Desweiteren wurde die Signalverarbeitungssoftware an die Aufgabenstellung angepaßt und an einem übersichtlichen akustischen System getestet [1][2]. Im Anschluß wurden erste aktive Steuerungsexperimente mit einem zweikanaligen Systemmodell in der Plattengrenzschicht vorgenommen, die bei natürlichen TS-Wellen zu einer Senkung der Fehlersignalpegel, d.h. der Grenzschichtschwankungen, um bis zu 17 dB führten (Abb. (b)). Hierbei stellte sich heraus, daß sich sowohl Netzeinstreuung als auch Schaufelfrequenzen in den Heißfilmsignalen störend auswirken. Diese wurden im folgenden in dem der Signalverarbeitung zugrunde liegenden Modell berücksichtigt.

Literatur

- [1] Opfer, H. ; Guicking, D.: (1999) Active noise control of higher order modes in a duct using stabilized fast transversal filters. In *Collected Papers from the Joint Meeting "Berlin 99", 137th regular meeting of the Acoustical Society of America, 2nd convention of the EAA: Forum Acusticum-integrating the 25th German Acoustics DAGA Conference*
- [2] Opfer, H. ; Guicking, D.: (1999) Multichannel active noise control in a rectangular duct using stabilized fast transversal filters. In: *Proceedings: 6 International Congress on Sound and Vibration*, Seiten 1597-1603.

Datum: 9. Februar 2000

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. Andreas Pöthke, Dr. Hans Bippes †	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2455 Telefax 0551 / 709-2829
weitere Partner	PD. Dr. Uwe Ch. Dallmann (DLR-SK, Göttingen), Graduiertenkolleg "Strömungsinstabilitäten und Turbulenz" Uni. Göttingen. DFG-Schwerpunktprogramm "Transition"	

Thema

Experimente Instabilitätsanalyse einer Flügelgrenzschicht im nichtlinearen Transitionsbereich /
Transition dreidimensionaler Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen

Ausgangssituation

Das derzeit in der Entwurfsaerodynamik fast ausschließlich angewandte Transitionskriterium, das e^n -Kriterium, basiert auf der lokalen linearen Instabilitätstheorie. Der Einfluß aller äußeren Bedingungen (wie der Turbulenzgrad der Anströmung, Oberflächenrauigkeit eines Flügel, etc., aber auch die gesamte Druckverteilung und der Schiebewinkel des Flügels u.a.m.) wird durch empirisch bestimmte Grenzwerte anhand ausgewählter Experimente in Verbindung mit einer berechneten integralen Anfachung der linear instabilsten Störmoden, den n -Faktoren, erfaßt. Da die n -Faktoren jedoch nicht nur die experimentell gegebenen äußeren Bedingungen berücksichtigen sondern auch alle Modellierungsfehler bei der Berechnung des Störungswachstums miteinschließen, sind sie großen Streuungen unterworfen. Eine der Ursachen liegt in der Vernachlässigung der Oberflächenkrümmung in der klassischen lokalen Instabilitätstheorie. Die daraus resultierenden Fehler zu erfassen bedarf es experimenteller Daten.

Ziel

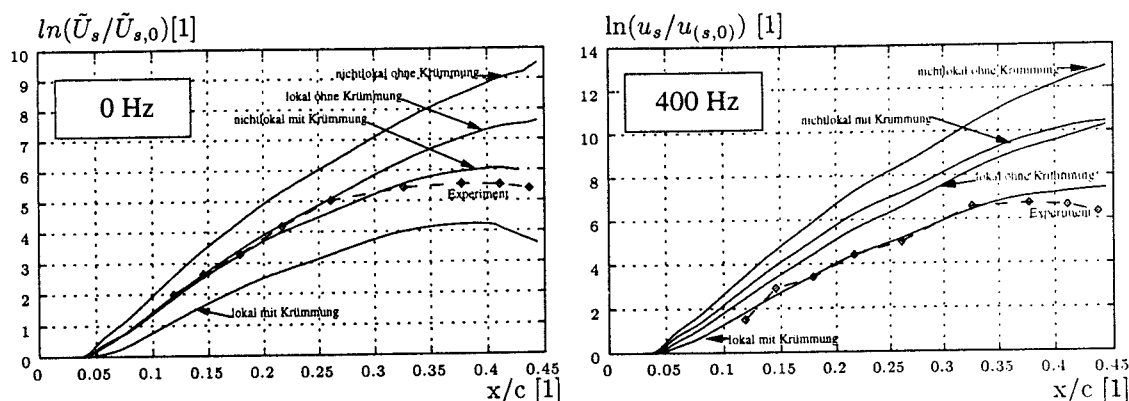
Zur Verbesserung der Transitionsvorhersage für dreidimensionale Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen, insbesondere auf Flügeln, soll die Entwicklung der primären Instabilität, in Form der Querströmungswirbel, und deren (sekundäre) Instabilität sowie der endgültige Umschlagsprozeß an der konvexen Oberseite eines schiebend angeordneten Flügelprofils untersucht werden. Diese Entwicklung verläuft in einem weiten Bereich nichtlinear und ist damit stark von den Anfangsbedingungen abhängig. Da außerdem der entglütige Umschlag der transitionellen Grenzschicht in die voll ausgebildete Turbulenz sicher ein nichtlinearer Vorgang ist, während die e^N -Transitionsvorhersage nur auf Informationen einer anfänglich linearen Störungsanfachung innerhalb des noch laminaren Strömungsbereiches zurückgreift, sind alle theoretischen Modellierungsannahmen auch durch geeignete Experimente zu überprüfen. Diese Experimente sollen die Entwicklung entsprechend verallgemeinerter Instabilitätsberechnungsverfahren wie NOLOT/PSE unterstützen und überprüfen.

Lösungsweg

Um eine realistische Vergleichsmöglichkeit mit der Theorie zu schaffen und um den Einfluß der Querströmungsinstabilität gut beobachtbar zu machen, müssen die Experimente unter idealisierten Bedingungen durchgeführt werden. Das bedeutet hier die Realisierung einer sogenannten unendlich schiebende Geometrie und einen kleinen negativen Anstellwinkel des untersuchten Flügelprofils zur Schaffung eines ausgedehnten Gebietes mit beschleunigter Grenzschichtströmung. Zur Beschreibung der Entwicklung diverser Instabilitäten ist das gesamte instationäre Strömungsfeld zu vermessen. Charakteristiken der Instabilitäten lassen sich dann aus der Analyse des Störströmungsfeldes und mittels Korrelationsuntersuchungen gewinnen.

Ergebnis

Die Störungsentwicklung innerhalb der Grenzschicht wurde auf einem HQ26-Profil für einen Schiebewinkel von 45 Grad für unterschiedliche Anströmungs- und Lauflängenreynoldszahlen für die stationären Querströmungswirbel dokumentiert und die Amplitudenentwicklung mit Berechnungen auf der Basis linearer Instabilitätsanalysen verglichen. Dabei offenbarte sich ein langer Bereich linearer Wachstums. Der Effekt der Oberflächenkrümmung auf die Störungsamplitudenentwicklung konnte durch die parallel durchgeführten linearen Instabilitätsanalysen als stabilisierend ermittelt werden. Er wurde jedoch durch die destabilisierende Wirkung der Nichtparallelität der Grenzschichtströmung für das konkrete Experiment wieder teilweise kompensiert. Dies ist im Einklang mit den theoretischen Grundlagen von NOLOT/PSE. Eine für alle Experimente, die die Störungsentwicklung unter quasi natürlichen Bedingungen mit Resultaten numerischer Instabilitätsanalysen vergleichen, wichtige Voraussetzung an die vorhandenen natürlichen Störungen, nämlich deren spannweitige Kohärenz, wurde erstmals für die natürlich entstandenen instationären Störungen in dreidimensionalen Grenzschichten untersucht. Dabei zeigte sich die spannweitige Kohärenz über einen weiten Bereich als ausreichend groß, um die instationären Störungen mit dem in der Stabilitätstheorie gebräuchlichen Normalmodenansatz beschreiben zu können. Allerdings ist ein spannweitiger Abfall der Kohärenz deutlich vorhanden und wird in zukünftigen Modellen Eingang finden müssen, da er insbesondere nichtlineare Wechselwirkungen abschwächt.



Vergleich exp. und num. Ergebnisse verschiedener linearer Theorien zur Entwicklung stationärer (links) und instat. (rechts) Störungen

Es gelang im Experiment, Betrag und Richtung dominanter laufender Instabilitätswellen zu ermitteln. Dabei zeigte sich eine gute Übereinstimmung mit den nach linearer Theorie am meisten angefachten primären Instabilitäten der Grenzschicht. Der Vergleich zwischen der experimentell bestimmten Amplitudenentwicklung instationärer Störungen und der nach verschiedenen linearen Theorien vorhergesagten ergab bereits in einem frühen Stadium große Unterschiede. Zwar zeigte sich auch für instationäre Störungen ein stabilisierender Effekt der Oberflächenkrümmung und ein destabilisierender Effekt der Nichtparallelität; das gemessene Amplitudenwachstum blieb allerdings deutlich hinter den Vorhersagen der beide Effekte berücksichtigenden Rechnungen zurück. Mutmaßliche Ursache dafür sind die bereits bei sehr kleinen Amplituden einsetzenden nichtlinearen Wechselwirkungen signifikanter Größe zwischen stationären Querströmungswirbeln und instationären Störungen. Inwieweit bereits existierende nichtlineare Verfahren wie NOLOT/PSE das vorgefundene Störungswachstum wiedergeben können, müssen konkrete Rechnungen zeigen; die dazu erforderlichen genauen Anfangsbedingungen zur Modellierung des sogenannten Rezeptivitätsproblems und zur Charakterisierung eines bestimmten Transitionszenarios können dem Experiment entnommen werden.

Andere typisch nichtlineare Effekte von Störungswechselwirkungen in der Grenzschicht, wie die Grundströmungsverformung und die Sättigung stationärer oder instationärer Störungen, machen sich im vorliegenden Experiment erst in wesentlich späteren Stadien der Störungsentwicklung bemerkbar.

Ein Vergleich der beobachteten Sättigungsamplituden des vorliegenden Experiments mit denen eines in der Oberflächenrauigkeit vergleichbaren Experimentes im selben Kanal an einer schiebenden Platte mit aufgeprägtem Druckgradient, ergab, bei Vorhandensein einer konvexen Oberflächenkrümmung, kleinere stationäre und größere instationäre Sättigungsamplituden.

Der die laminare Grenzschichtentwicklung abschließende Prozeß des Zusammenbrechens konnte sowohl unter alleinigem Einfluß der Querströmungsinstabilität als auch in einer für technische Anwendung ebenso relevanten, wenn gleich bisher unzureichend untersuchten Mischform unter Mitwirkung der Tollmien-Schlichting Instabilität beobachtet werden. Dabei zeigten sich qualitative Unterschiede in den durchlaufenden Szenarien: Für den ersten Fall wurde nach dem Sättigen stationärer und instationärer Störungen eine allmähliche Aufweitung des Störspektrums hin zu hohen Frequenzen beobachtet; es fand ein quasi allmählicher Übergang zur Turbulenz statt. In bisherigen Untersuchungen von ebenfalls durch Querströmungsinstabilität dominierten Umschlagsszenarien über ebenen Oberflächen wurden hochfrequente Geschwindigkeitsfluktuationen im unmittelbaren Vorfeld des Umschlags gefunden, die als sekundäre Instabilitäten einer primär gestörten Grenzschicht identifiziert werden konnten. Vermutlich resultiert das Fehlen dieser sekundären Instabilität aus den vergleichsweise kleinen stationären Sättigungsamplituden, eine mutmaßliche Folge der konvexen Oberflächenkrümmung.

Im Mischfall wurden hochfrequente Geschwindigkeitsfluktuationen im Vorfeld des dann relativ plötzlich einsetzenden Umschlags gefunden. Der spannweite Ort des ersten Auftretens dieser hochfrequenten Geschwindigkeitsfluktuationen bezüglich der Lage der stationären Querströmungswirbel ist signifikant verschieden vom Ort der bisher bekannten hochfrequenten sekundären Instabilität.

Literatur

Deyhle, H., Bippes, H. (1996): Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions. *J. Fluid Mech.* 316, 73-113

Lerche, T. (1996): Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im laminar-turbulenten Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht. *Fortschr.-Ber. VDI Reihe 7, Nr 310. Düsseldorf: VDI Verlag 1997*

Pöthke, A. (1999): Grundlegende Untersuchungen zum laminar-turbulenten Umschlag an der konvex gekrümmten Oberseite eines schiebenden Tragflügels. *Dissertation an der Universität Göttingen*

Stolte, A. (1999): Investigation of Transition Scenarios in Boundary-Layer Flows *Dissertation an der Universität Göttingen*

Koch, W., Bertolotti, F., Stolte, A., Hein, S. (1998): Nonlinear Equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. *Submitted to J. Fluid Mech.*

Datum: 7. Februar 2000

AG STAB

Interne Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Andreas Stolte

Telefon: 0551-709-2294

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Telefax: 0551-709-2446

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

weitere Partner / Betreuer: Dr. W. Koch, Dr. F.P. Bertolotti, Dr. H. Bippes †, PD. Dr. U. Dallmann
(DLR - Institut für Strömungsmechanik)
Prof. Dr. H. Eckelmann (Universität Göttingen)
Dr. M. Kloker (Universität Stuttgart)

Thema

Stabilitätstheoretische Untersuchungen von Transitionsszenarien in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Im Rahmen des DLR-Prinzipexperimentes werden durch gezieltes Anregen von stationären und laufenden Querströmungsinstabilitäten die durch diese Störungsform dominierten Transitionsmechanismen untersucht [1]. Begleitend zu diesem Experiment werden am DLR in Göttingen numerische Instabilitätsanalysen [3] und an der Universität Stuttgart Untersuchungen mit Hilfe der direkten numerischen Simulation durchgeführt [4], [2].

Ziel

Mit dem Ziel der Entwicklung eines physikalischen Kriteriums für die Transitionsvorhersage sollen die von der Querströmungsinstabilität dominierten Mechanismen der Transition in dreidimensionalen, beschleunigten Strömungen untersucht werden. Im Vordergrund stehen dabei die nichtlineare Amplitudenentwicklung verschiedener Instabilitätsmoden und die durch die nichtlineare Grundströmungsverformung hervorgerufenen sekundären Instabilitätsformen.

Lösungsweg

Mit Hilfe der parabolisierten Stabilitätsgleichungen (PSE) wird das nichtlineare Instabilitätsverhalten einer dreidimensionalen Grenzschichtströmung gegenüber Querströmungsmoden untersucht. Für die durch die primären Störungen verformte Grundströmung werden dann mittels Floquet-Theorie zeitliche sekundäre Instabilitätsanalysen durchgeführt.

Ergebnis

In der nichtlinearen PSE-Analyse wurde gezeigt, daß weder für laufende Querströmungswellen noch für stationäre Querströmungswirbel einheitliche Sättigungslösungen existieren. Dies konnte mit Hilfe eines räumlichen Bifurkationsmodells erklärt werden (siehe [3], [5]).

In der durch stationäre Wirbel stark nichtlinear verformten Strömung wurden hochfrequente sekundäre Störungen mit hohen Anfachungsraten gefunden. Die Position dieser Störung korreliert gut mit Gebieten großer Scherung im primär gestörten Strömungsfeld, vor allem auf dem Rücken der primären Querströmungswirbel (Abbildung 1).

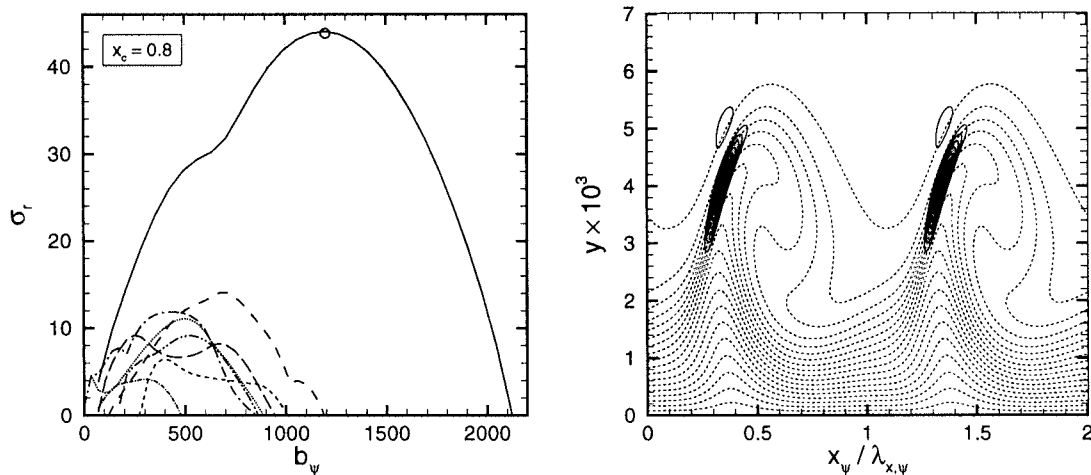


Abbildung 1: Zeitliche Anfachungsrate σ_r sekundärer Störungen als Funktion ihrer Wellenzahl b_ψ in Richtung der Achse des primären Querströmungswirbels. Für die im linken Bild mit einem Kreis gekennzeichneten Parameter zeigt das rechte Bild Isolinien der rms-Werte der Geschwindigkeit in Achsrichtung des primären Wirbels. Diese Geschwindigkeitskomponente des primär gestörten Strömungsfeldes ist gestrichelt dargestellt.

Literatur

- [1] H. Bippes. Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability. *Prog. Aero. Sci.* **35**, 363–412, 1999.
- [2] G. Bonfigli, M. Kloker. Three-dimensional boundary-layer transition phenomena investigated by spatial direct numerical simulation. In H. Fasel, W. Saric (Eds.), *Proceedings of the IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition*, Sedona. Springer, 1999.
- [3] W. Koch, F.P. Bertolotti, A. Stolte, S. Hein. Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. Angenommen zur Veröffentlichung in *J. Fluid Mech.*, 1999.
- [4] W. Müller. *Numerische Untersuchung räumlicher Umschlagvorgänge in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen*. Dissertation, Universität Stuttgart, 1995.
- [5] A. Stolte. *Investigation of transition scenarios in boundary-layer flows*. Dissertation, Universität Göttingen, 1999.

weiteres Vorgehen

Sekundäre Instabilitätsanalyse der durch wechselwirkende laufende und stationäre Querströmungsmoden verformten Grundströmung mit Hilfe eines PSE-Ansatzes sowie weitere Untersuchung der für den laminar-turbulenten Übergang bedeutsamen Mechanismen.

Datum: 21.10.99

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. Vassilios Theofilis

Institution: DLR – Institut für Strömungsmechanik
Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
Telefon / Telefax: (0551) 709 2430 / (0551) 709 2404
e-mail: Vassilios.Theofilis@dlr.de

weitere Partner: Stefan Hein, PD Dr. Uwe Dallmann

Thema/Topic: Global instability of laminar, transitional and turbulent attached and separated flows

Ausgangssituation/Previous Knowledge: Control of laminar and turbulent flow which separates from a solid wall is one of the most interesting current problems in fluid mechanics, particularly in aerodynamics. Its solution can have far-reaching consequences for the optimization of existing and the construction of new, more efficient, devices over which or through which fluid flows. A key technology through which the necessary know-how for flow control is obtained is the instability analysis of laminar separated flow. Traditionally one concentrates on the instability of the shear-layer which forms between the regions of flow outside and inside the recirculation region. The shear-layer is inviscidly (i.e. strongly) unstable to linear instability of wave-like disturbances. The underlying local (Orr-Sommerfeld) and non-local (e.g. NOLOT/PSE) theories respectively consider homogeneity of space in both directions parallel to the wall or parabolise the (elliptic) system of disturbance equations in the downstream direction; the wall-normal direction, on which alone the basic flow depends, is resolved in both theories. Using these assumptions one discards the possibility of existence in the flow of small-amplitude disturbances of non-wave like character. The latter is the topic of the present global linear instability investigations.

Ziele/Goals: The analysis is intended to offer insight into means of separated flow control that is inaccessible to the current theories. Furthermore, criteria for the onset of large-scale bubble unsteadiness and three-dimensionalisation may be provided as a result of a global linear instability analysis.

Lösungsweg/Approach: Two coupled steps are necessary for a global linear analysis. First, a two-dimensional steady laminar solution incorporating a closed recirculation region is necessary. This, so-called basic flow, is obtained using a spectrally-accurate two-dimensional direct numerical simulation (DNS) algorithm. Second, the generalised complex nonsymmetric eigenvalue problem, which forms the basis of our Partial-derivative Eigenvalue Problem Stability (PEPS) analyses is solved. The basic flow forms the two-dimensional variable coefficients of the eigenproblem. Legendre polynomials are used to discretise space in both the DNS and the PEPS. Only the most interesting part of the eigenspectrum is calculated using Krylov subspace iteration, which is orders of magnitude more efficient than the classic QZ algorithm.

Ergebnisse/Results: In the DNS the free-stream velocity distribution of Howarth is utilised to impose the adverse pressure gradient which causes the attached laminar flat-plate boundary layer flow to separate. Howarth's solution taken well before separation is used as inflow boundary condition. Viscous boundary conditions at the wall and extrapolation at the outflow complete the system of equations to be solved for the basic flow. Solutions obtained compare very well with those from earlier two-dimensional simulation works. Parameters and the relevant basic flow results may be found in Theofilis *et al.* (2000).

The PEPS problem was solved next on the same collocation points on which the basic flow was obtained in order to avoid error-inducing interpolations and using homogeneous Dirichlet boundary conditions at inflow so that attention is focused on disturbances *generated* rather than being *amplified* by the laminar separation bubble. Both stationary and travelling small-amplitude disturbances were calculated. All travelling disturbances are less unstable or more stable than the leading eigenvalue, which corresponds to a stationary mode. In the examined range $\beta \in [0, 200]$ the first wavenumber at which unstable disturbances were found is $\beta = 20$; the spatial structure of the eigendisturbance is to be seen in Fig. 1. Most of the activity in all disturbance eigenfunctions is confined within the boundary layer, with the neighbourhood of the inflow region being innocuous, as imposed by the inflow boundary condition. Significantly, the neighbourhood of the basic laminar flow separation point is also unaffected, as clearly demonstrated by the level of activity of all disturbance velocity components and pressure in that region. The peak of both the chordwise and the wall-normal linear disturbance velocity components is to be found just downstream of the maximum extent of the primary recirculation region, $x \approx 0.1$, with lower-level linear

activity continuing past the point of primary reattachment. Interestingly, $\hat{w}$ (which is the only source of three-dimensionality in this linear framework) is mostly distributed within the primary separation bubble and has a tendency to split the latter into two regions of opposite moving fluid. Pressure has also an interesting signature, with almost purely sinusoidal disturbances *generated* within the primary laminar bubble and persisting well after the laminar basic flow has reattached.

In line with the analogous findings of Barkley *et al.* (1999) on the global linear instability of the separated flow behind a backward-facing step, where a stationary *three-dimensional* mode is the first to be amplified and the transition process is dominated by streamwise-oriented vortices, the implication of our findings is that the transition process in the laminar separation bubble flow may be initiated in a manner different to that presently assumed. Specifically, additionally to the well-established role of the closed recirculation region as an amplifier of incoming disturbances, we discovered the possibility of instability being generated by the bubble. The latter cannot be controlled using the traditional means which focus on control of Tollmien-Schlichting like disturbances. A detailed discussion of the present results may be found in Theofilis *et al.* (2000) and Theofilis (2000).

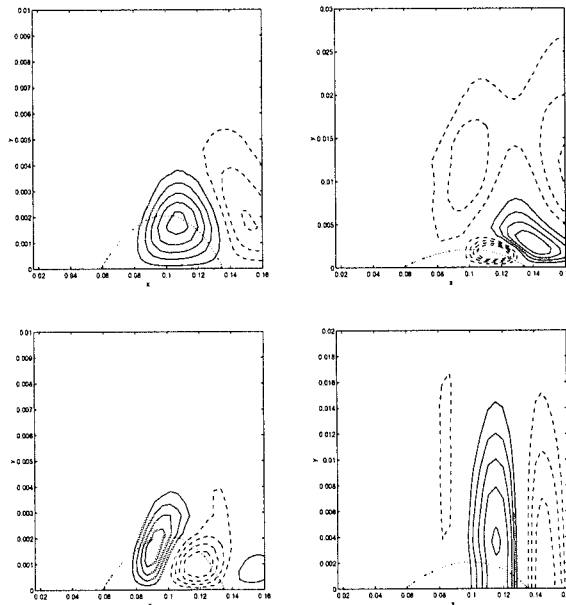


Bild 1. Normalised disturbance velocity components $(\hat{u}, \hat{v}, \hat{w})^T$ and disturbance pressure $\hat{p}$ of the unstable stationary global mode. Contour levels to be read as outer-to-inner values, where available. Upper left: $\Re\{\hat{u}\}$; 0.1(0.2)0.9 (solid), -0.1(-0.1)-0.3 (dashed). Upper right: $\Re\{\hat{v}\}$; 0.2(0.2)0.8 (dashed), -0.2(-0.2)-0.8 (solid). Lower left: $\Re\{\hat{w}\}$; 0.2(0.2)0.8 (solid), -0.2(-0.2)-0.8 (dashed). Lower right: $\Re\{\hat{p}\}$; 0.2(0.1)0.6 (solid), -0.2,-0.3,-0.4 (dashed). In all results the location of the laminar separation bubble is indicated by the dotted line.

Literatur/Literature:

- Barkley, D., Gomes, G., and Henderson, R. D. 1999 Three-dimensional instability in flow over a backward facing step. *J. Fluid. Mech.* (submitted)
- Theofilis, V., Hein, S., and Dallmann, U. 2000 On the origins of unsteadiness and three-dimensionality in laminar separation bubbles. *Phil. Trans. Roy. Soc. London A* (to appear)
- Theofilis, V. 2000 Global linear instabilities in laminar separated boundary layer flow. *IUTAM Laminar-turbulent Transition Symposium V*, Sedona AZ, Sep. 13–17, 1999, (W. Saric and H. Fasel, eds.) Springer (to appear)

weiteres Vorgehen/Further investigations: A joint project has been formulated with Tel-Aviv University (Prof. I. Wygnanski und A. Tumin). Of interest in the project is the examination of the role of global linear instability in the case of turbulent reattachment and vortex-shedding. The connection between the present global instabilities and the local as well as nonlocal (NOLOT/PSE) instabilities investigated by Hein *et al.* (see corresponding Mitteilung) is under investigation. Both the local/nonlocal and the present global instability mechanisms may be investigated by DNS (Rist *et al.*).

15. FEB 2000

AG-STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Turbulenz)

Ansprechpartner: Dr. Claus Wagner, PD. Dr. Uwe CH. Dallmann

weitere Partner: DLR - SK (Holger Frahnert, Bao Feng), DFG - SPP (TU-München, TU-Berlin)

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: *A-priori Tests von Turbulenzmodellen mittels DNS:
Physikalische Modellbildung der Turbulenz in abgelösten Strömungen*

Ausgangssituation:

Die laminar oder turbulent angeströmte Hochauftriebskonfiguration stellt ein für die Luftfahrtindustrie besonders bedeutsames Strömungsproblem dar. Abhängig von der Anström-Reynoldszahl und dem Anstellwinkel bilden sich an mehreren Stellen dieser Konfiguration lokale Ablösegebiete aus. Die in der Industrie überwiegend eingesetzten Berechnungsmethoden basieren auf der Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (RANS) und der hierfür benötigten statistischen Turbulenzmodelle. Mit den heutzutage existierenden Turbulenzmodellen ist eine zuverlässige Vorhersage dieser Ablöseerscheinungen weder im transitionellen noch im vollturbulenten Parameterbereich möglich. Als Konsequenz ergibt sich hieraus, daß eine Verbesserung der heutzutage existierenden Turbulenzmodelle notwendig ist. Dabei ist die, für eine bestimmte vorgegebene Detailgenauigkeit erforderliche einfachste Modellierung anzustreben. Ob und für welche Strömungsklassen eine statistische Turbulenzmodellierung für RANS sinnvoll und physikalisch zu rechtfertigen ist, ist gegenwärtig Gegenstand weltweiter Debatten. Gegebenenfalls wird die Grobstruktursimulation (LES) mit entsprechender Feinstrukturmodellierung erforderlich. Die Eignung irgendeines Turbulenzmodells kann nur durch ein detailliertes Studium von transitionellen und turbulenten abgelösten Strömungen mittels DNS an vereinfachten Modellkonfigurationen erzielt werden.

Ziel:

Die physikalischen Mechanismen in turbulenten abgelösten Strömungen sollen im niedrigen bis moderaten Reynoldszahlbereich mittels Direkter Numerischer Simulationen (DNS) und für höhere Reynoldszahlen mit Hilfe von Grobstruktursimulationen (LES) detailliert studiert werden. Durch gezielte Auswahl von unterschiedlichen Modellkonfiguration sollen verschiedene, für turbulente Strömungsbildung besonders bedeutsame, Aspekte, untersucht werden. Hierzu zählen Unterschiede zwischen turbulenter und transitionell-turbulenter Ablösung, sowie durch scharfen Kanten bzw. allmähliche Kontouränderungen induzierte Ablösung. Im Rahmen der geplanten geometrischen Annäherung der Modellkonfigurationen an die Hochauftriebskonfiguration soll ein bestehender effizienter Navier-Stokes Löser schrittweise weiterentwickelt werden. Durch Anwendung und Entwicklung verschiedener Diagnose- und Analyseverfahren wie z.B. der Proper Orthogonal Decomposition (POD) und a-priori Test von RANS- und LES-Turbulenzmodellen, sollen die DNS- und LES-Datenbasen ausgewertet werden. Sogenannte a-priori Tests, d.h. die Verifikation von Modellierungsannahmen durch direkten Vergleich mit Daten aus experimentellen oder Direkten Numerischen Simulationen werden angestrebt. Letzteres ist Gegenstand dieses DLR-Forschungsprojektes. [A-posteriori Tests (Validierungen) von RANS und LES Ergebnissen sind Gegenstand eines weiteren DLR-Forschungsprojektes: siehe Holger Frahnert et al.]. Ein Ziel dieses Forschungsprojektes liegt in der Identifikation von Ursachen für das Scheitern gegenwärtig genutzter RANS-Modelle bei Anwendung auf abgelöste Strömungen und Wirbelströmungen. Dies ist eine Grundvoraussetzung um die Weiterentwicklung von Turbulenzmodellen zu ermöglichen.

Lösungsweg:

In Wagner [1996] wurde ein auf der Diskretisierung in versetzten, kartesischen Gittern basierendes Finite-Volumen-Verfahren für Direkte Numerische Simulationen der turbulenten Strömung durch die plötzliche Rohrerweiterung eingesetzt. Durch Anwendung eines zyklischen Reduktionsalgorithmus und der Einfluss-Matrix-Technik zur Lösung der 3D-Poisson Probleme können mit diesem Verfahren effiziente und genaue Berechnungen in irregulären Rechengebieten realisiert werden. Durch Analyse dieser DNS-Datenbank konnten in Wagner and Friedrich erste, hinsichtlich der Verifikation von RANS-Turbulenzmodellen relevante, Erkenntnisse gewonnen werden. Die Auswertung der Invarianten des Geschwindigkeits-Gradienten-Tensors lieferte wertvolle Erkennt-

nisse über topologische Strukturänderungen, die in abgelösten turbulenten Strömungen typisch auftreten.

Durch Entwicklung eines Rand-Korrektur-Verfahrens wurde das bestehende DNS-Verfahren in Wagner and Dallmann [1999] modifiziert, um damit die turbulente Kanalströmung mit allmählicher Kontouränderung berechnen zu können. Derzeit wird die Genauigkeit des auf zentralen Differenzen basierenden Verfahren von 2. auf 4. Ordnung erhöht. Eine hierfür neu entwickelte Diskretisierungsmethode (4. Ordnung) zur Behandlung von gekrümmten Rändern auf kartesischen Gittern konnte im Rahmen mehrerer DNS der turbulenten Kanalströmung durch Vergleich zu Kim/Moin/Mosers DNS-Daten validiert werden. Parallel wird das Verfahren derzeit an die Gegebenheiten einer Grenzschichtströmung angepasst, um dem DLR-Prinzipexperiment 'INSTABILE ABLÖSE-BLASE' (transitionell-turbulente und instationäre Strömungsablösung über einer allmählich zurückweichenden Plattenstufe) auch eine DNS zur Seite zu stellen.

Ergebnis:

Durch Auswertung der in Wagner [1996] generierten DNS-Datenbank wurden in Wagner und Friedrich [1999] a-priori Tests von mehrere Reynoldsspannungs-Modelle durchgeführt. Exemplarisch zeigt Abb. 1 oben den mittels DNS-Daten berechneten Druck-Scher-Term $PS_{zz} = 2\langle p' \frac{\partial u_z'}{\partial z} \rangle$. Deutlich zu erkennen ist ein Verlust von Schwankungsenergie der axialen Geschwindigkeitskomponente $\langle u_z'^2 \rangle$ in der freien Scherschicht. Entlang der in Abb. 1 oben skizzierten Linien A – A und

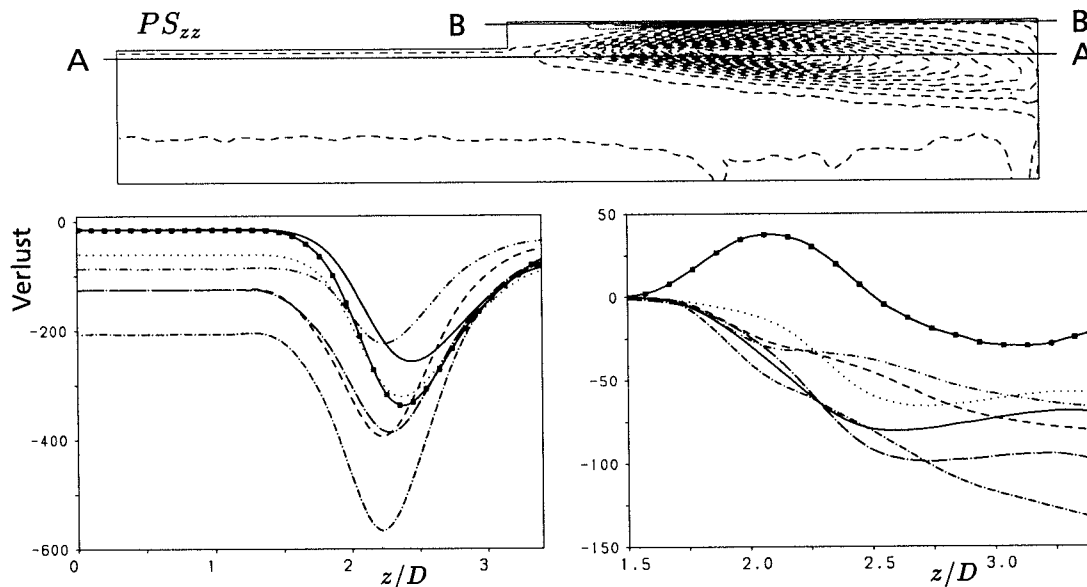


Abbildung 1: Höhenlinien der mittels DNS-Daten berechneten Druck-Scher-Terms in axialer Richtung PS_{zz} einer plötzlichen Rohrerweiterung (oben). Durchgezogene/gestrichelte Linien repräsentieren positive/negative Werte. Profile des Druck-Scher-Terms PS_{zz} in der Bilanzgleichung der axialen Geschwindigkeitsfluktuationen entlang der Linie A-A (unten links) und der Linie B-B (unten rechts). DNS: —□—, Modellierung in HJD: —, SSG: ----, HL: - · - · - ·, GL: — · — · — ·, LLR: - · - · - ·, LS: · · · · ·.

B – B werden unten die mit den RANS-Turbulenzmodelle von Hanjalic und Launder (HL), Launder et al. (LRR), Gibson und Launder (GL), Speziale, Sarkar und Gatski (SSG), Launder und Shima (LS) und Hanjalic et al. (HJD) berechneten Profile verglichen. Während alle Modelle den Verlust von Schwankungsenergie in der freien Scherschicht tendenziell wiedergeben, wird der Energiegewinn im Wiederanlegebereich von keinem Modell auch nur annähernd richtig vorhergesagt.

Literatur:

- Wagner, C.: (1996) Direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen in einer Rohrerweiterung, Dissertation, VDI-Verlag, Fortschrittsberichte, Reihe 7, Nr. 283.
Wagner, C., Dallmann, U.Ch.: (1998) A Direct Navier-Stokes solver for turbulent flows over round steps, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg, Vol. 72, pp. 505.
Wagner, C., Friedrich, R.: (1999) A-priori tests of Reynolds stress transport models in turbulent pipe expansion flow. In: Engineering Turbulence Modelling and Experiments 4, Rodi W. and Laurence D. (eds.), Elsevier Science, pp. 83-92.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner:

Dipl.-Phys. J. Bernsdorf², Dipl.-Phys. P. Lammers¹,
cand.-Ing. T. Zeiser¹, Dr.-Ing. G. Brenner¹, Dipl.-Ing. W. Hamm³

Institutionen:

¹Lehrstuhl für Strömungsmechanik (LSTM), Erlangen
²C&C Research Laboratories (CCRLE), Sankt Augustin
³INVENT Computing GmbH (IC), Erlangen

Adressen:

¹Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg
Paul-Gordan-Str. 3
D-91052 Erlangen
e-mail: (plammers,thzeiser)@lstm.uni-erlangen.de
Telefon: 09131/85 23003
Telefax: 09131/85 23002

²C&C Research Laboratories
NEC Europe Ltd.
Rathausalle 10
D-53757 Sankt Augustin
e-mail: bernsdorf@ccrl-nece.technopark.gmd.de
Telefon: 02241/9252 52
Telefax: 02241/9252 99

³INVENT Computing GmbH
Schottkystr. 10
D-91058 Erlangen
e-mail: w.hamm@invent-computing.de
Telefon: 09131/761 241
Telefax: 09131/761 242

weitere Partner:

Tecoplan AG, München
NEC Deutschland GmbH, Düsseldorf

Thema:

Numerische Simulation zeitabhängiger Strömungen mittels
Lattice Boltzmann Automaten.

Ausgangssituation:

Die numerische Simulation zeitabhängiger Strömungen spielt in der Entwicklung technischer Bauteile eine zunehmend wichtige Rolle. Problematisch ist hier meist die zeitaufwendige Gittergenerierung, die sehr lange *turn around Zeiten* im industriellen Fertigungsprozess zur Folge hat. In jüngster Zeit bieten Verfahren, die eine semi-automatische Diskretisierung der Geometrie mittels Anbindung an CAD-Systeme ermöglichen, eine elegante und erfolgversprechende Alternative. Zum Einsatz kommt hierbei das auf dem Prinzip der zellulären Automaten beruhende Lattice Boltzmann Verfahren. Dieses erlaubt eine hocheffiziente Lösung auf den bei der Diskretisierung entstehenden sehr großen orthogonalen, äquidistanten Gittern, bei welchen die Geometrieinformation mittels *marker-and-cell*-Methode dargestellt wird.

Ziel:

Der am LSTM in Zusammenarbeit mit dem CCRLE und der IC entwickelte Lattice Boltzmann Automat BEST [1] soll zu einer leistungsfähigen Simulationssoftware für turbulente Strömungen im Bereich der Automobil-Aerodynamik ausgebaut werden. Eine Schnittstelle zu Software für die automatische Gittergenerierung aus CAD-Daten sowie geeignete Postprocessing-Tools für die anfallenden sehr großen Gitter (einige 10^7 Gitterknoten) müssen erstellt werden. Eine relativ einfache Bedienung des ganzen Paketes soll mittels einer grafischen Benutzeroberfläche realisiert werden, die alle Komponenten ansteuert.

Lösungsweg:

Der bestehenden Lattice Boltzmann Code soll für die Simulation zeitabhängige Strömungen bei niedrigen Reynolds-Zahlen validiert werden. Der Einbau von Turbulenzmodellen sowie deren Validierung für den Bereich mittlerer Reynolds-Zahlen (einige 10^6) sollen die Simulation typischer Strömungsphänomene aus der Automobilindustrie zulassen. Weiter erfolgt die Anbindung an die Preprocessing-Software der Firma Tecoplan zur automatischen Gittergenerierung sowie die Erstellung einer grafischen Benutzeroberfläche.

AG STAB

Ergebnisse:

Zur Validierung des Verfahrens wurde die zeitabhängige Umströmung eines quadratischen Hindernisses in einem Kanal untersucht. Die Ergebnisse stimmen sehr gut mit experimentellen und anderen numerischen Untersuchungen überein [2,3] (s. Abb. [1]). Die Implementierung eines Subgrid-Turbulenzmodells nach dem Smagorinski-Verfahren wurde in einem ersten Schritt mit der Simulation einer lid-driven cavity validiert. Auch hier zeigte sich eine sehr gute Übereinstimmung mit anderen numerischen Berechnungsergebnissen.

Als weitere Testfall wurde die Umströmung des ASMO-Körpers bei $Re=260\,000$ simuliert (deutlich sichtbar die turbulente Wirbelschlepe im Nachlauf, s. Abb. 2).

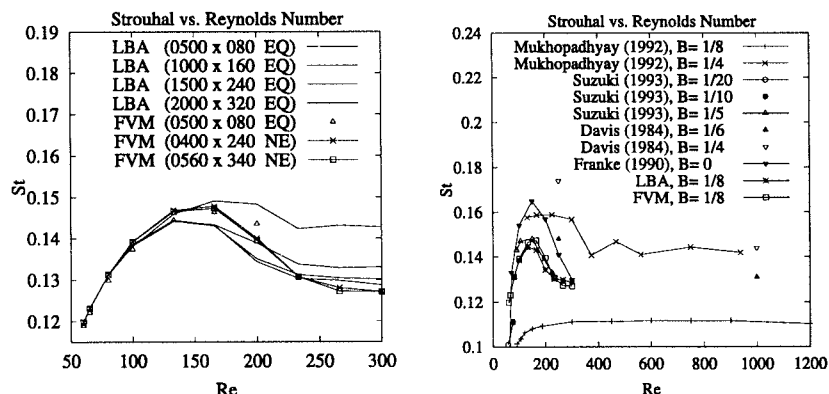


Abbildung 1: Strouhal Zahl als Funktion der Reynolds Zahl (aus [3]).

Links: Vergleich von BEST (LBA) mit dem Finite-Volumen Löser LESSOC,

Rechts: Beide im Vergleich mit experimentellen Ergebnissen.

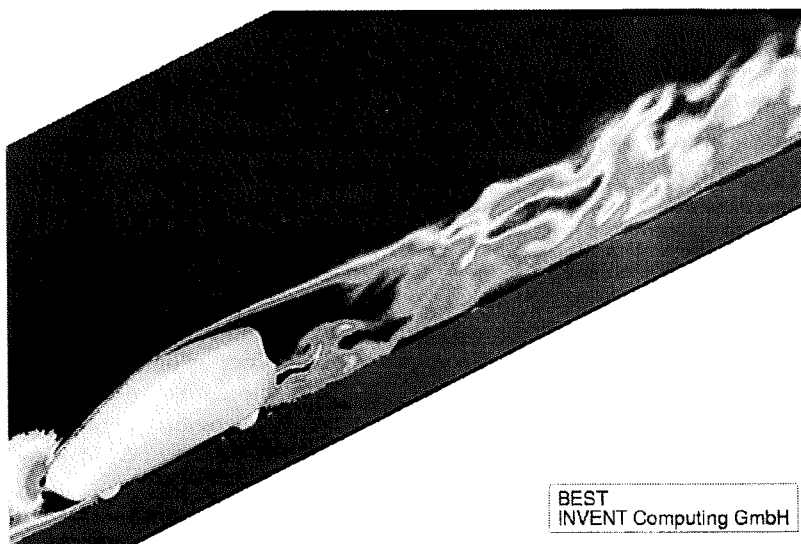


Abbildung 2: Strömungsgeschwindigkeit um den ASMO-Körper ($Re = 260\,000$).

Literatur

- [1] J. Bernsdorf, F. Durst and M. Schäfer, *Int.J.Numer.Meth.Fluids* **29**: 251-264 (1999).
- [2] J. Bernsdorf, Th. Zeiser, G. Brenner und F. Durst, *Int.J.Mod.Phys. C* Vol.9, No.8: 1129-1141 (1998).
- [3] M. Breuer, J. Bernsdorf, T. Zeiser and F. Durst, *Int. J. Heat and Fluid Flow* **21**: 186-196 (2000).

Weiteres Vorgehen

Zur Validierungen des implementierten Large-Eddy-Turbulenzmodells müssen noch weitere Testfälle berechnet werden. Die Integration aller Softwarekomponenten unter eine gemeinsame GUI sowie die Einbindung einer für die Visualisierung großer Gitter optimierte Postprocessing-Software muß erfolgen. Ein weiteres wichtiges Ziel ist die Implementierung einer lokalen Netzverfeinerung in den parallelen Code.

Datum:

11. April 2000

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. F. Bramkamp

Institution: Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64, **Telefon:** 0241-804639
D-52056 Aachen **Telefax:** 0241-8888126

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

weitere Partner: Institut für Geometrie und Praktische Mathematik, RWTH Aachen

Thema: Aerodynamik elastischer Hochauftriebskonfigurationen

Ziel:

Im Rahmen des Teilprojektes A3 des SFB401 soll die Aerodynamik von Tragflügeln in Hochauftriebskonfiguration (HAK) mittels numerischer Simulation unter Berücksichtigung der Interaktion von Strömungs- und Strukturkräften untersucht werden. Ziele sind die Ermittlung der Strömungsfelder und die quantitative Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte für die jeweiligen Konfigurationen, ggf. unter Berücksichtigung elastizitätsbedingter Lageänderungen der Profilelemente bis zum Erreichen der Gleichgewichtskonfiguration.

Die Aerodynamik von HAK ist außerordentlich komplex und erfordert die Lösung der vollständigen Navier-Stokes Gleichungen für kompressible Gase, ergänzt um eine Turbulenzmodellierung. Die Verbindungselemente zwischen den einzelnen Elementen der HAK werden mit Hilfe von linearen und nichtlinearen Federn und Dämpfern modelliert.

Die numerischen Untersuchungen finden an der drei-elementigen HAK des BAC3-11/RES/30/21 Profils (Konfiguration L1/T2) statt [4].

Lösungsweg:

Die Auflösung der bei HAK auftretenden Strömungsphänomene erfordert eine stark heterogene Diskretisierung mit lokal hohen Stützstellenkonzentrationen dort, wo sich Gradienten der Strömungsgrößen befinden. Hierzu soll die Gitterauflösung dynamisch derart gesteuert werden, daß der lokale Fehler minimiert wird. Dies wird mittels h -Adaption realisiert. Als Adaptionkriterium finden Multiskalenmethoden aus dem Teilprojekt A4 des SFB401 Verwendung [2], [3].

Im Hinblick auf Aeroelastik-Simulationen sind ferner zeitabhängige Gitter von zentraler Bedeutung, die sich ebenso wie die adaptierten Gitter effizient mittels B-Spline Technik generieren lassen [1]. Diese Technik wird im Teilprojekt B2 des SFB401 entwickelt.

Die Diskretisierung der Navier-Stokes Gleichungen erfolgt mittels Finite-Volumen-Technik auf Rechteck- bzw. Hexaederzellen als Basiselement. Aufgrund der bei der Adaption des Gitters auftretenden hängenden Knoten, wird dieses als unstrukturiertes Gitter mit beliebigen, polygonal berandeten Kontrollvolumina aufgefasst. Neben der Möglichkeit zur Einbettung hängender Knoten bietet dieser Ansatz den weiteren Vorteil, daß die Multiblock-strukturierten Gitter, von denen auf der Grobgitterebene ausgegangen wird, nicht konform zueinander anschließen müssen. Dies stellt eine wesentliche Erleichterung bei der Gittergenerierung dar.

Die konvektiven Flüsse des numerischen Verfahrens werden an den Zellgrenzen mittels derjenigen aus dem Riemannlöser nach Roe approximiert. Zur Erhöhung der räumlichen Genauigkeit auf zweite Ordnung wird eine lineare, echt mehrdimensionale Rekonstruktion der konservativen Variablen benutzt, wobei die in den Zellzentren zur Rekonstruktion benötigten Gradienten mit Hilfe einer Green-Gauß Technik oder der Methode der kleinsten Fehlerquadrate ermittelt werden. Zur Vermeidung von Oszillationen in der Nähe von lokalen Extrema und Diskontinuitäten werden die Gradienten durch Verfahren mit TVD-Eigenschaft limitiert. Die Zeitintegration erfolgt momentan mit Hilfe eines mehrstufigen Runge-Kutta Schemas.

AG STAB

Ergebnis:

Im Rahmen der Validierung des Basisverfahrens zur Lösung der Euler-Gleichungen wurden zunächst einige Standard-Testfälle herangezogen. Da die Verfahren zur Gittergenerierung und zur Adaption des Gitters noch nicht mit dem Strömungslöser gekoppelt sind, erfolgten die Berechnungen bisher auf einfachen strukturierten Gittern. Für die reibungsfreie Ringleb-Strömung konnte gezeigt werden, daß das Verfahren eine räumliche Genauigkeitsordnung von etwa 2.5–2.8 in der L_1 -Norm der Machzahl besitzt. Diese blieb auch bei stark gestörten Gittern annähernd erhalten. Desweiteren wurden reibungsfreie Strömungen um die SFB401-Reiseflugkonfiguration untersucht. Die Ergebnisse waren sowohl im Unterschall- als auch im Transsonik-Machzahlbereich verglichen mit anderen numerischen Verfahren und Meßergebnissen überwiegend sehr zufriedenstellend, vgl. Abb. (1) und Abb. (2).

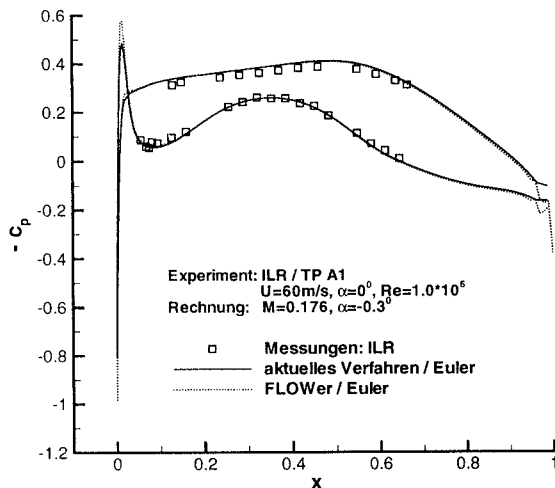


Abbildung 1: Vergleich der c_p -Verteilungen für die SFB401-Reiseflugkonfiguration, $M_\infty = 0.176$, $\alpha = 0.0^\circ$, $T_\infty = 285K$

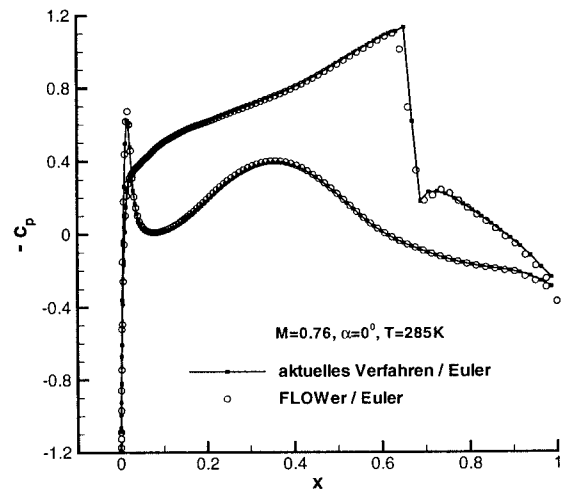


Abbildung 2: Vergleich der c_p -Verteilungen für die SFB401-Reiseflugkonfiguration, $M_\infty = 0.76$, $\alpha = 0.0^\circ$, $T_\infty = 285K$

Literatur:

- [1] Brakhage, K.H., Müller, S.: *Algebraic-Hyperbolic Grid Generation with Precise Control of Intersection of Angles*, Int. J. Num. Meth. in Fluids, to appear
- [2] Gottschlich-Müller, B., Müller, S., Dahmen, W.: *Multiresolution Schemes for Conservation Laws*, Numerische Mathematik, to appear
- [3] Gottschlich-Müller, B., Müller, S.: *Adaptive Finite Volume Schemes for Conservation Laws based on Local Multiresolution Techniques*, Proceedings of 7th Int. Conf. on Hyperbolic Problems, February, 9 to 13, 1998, Zürich
- [4] Moir, I.R.M.: *Measurements on a Two-Dimensional Aerofoil with High-Lift Devices*, AGARD-AR-303, pp. A2.1-A2.12

Weiteres Vorgehen:

In Zukunft soll das vorgestellte Verfahren mit den Methoden bzgl. der Gittergenerierung und der Adaption gekoppelt werden. In das Finite-Volumen Verfahren sollen ferner die Diffusionsterme implementiert werden, wobei Turbulenz auf der Basis statistischer Methoden berücksichtigt wird. Eine implizite Zeitintegration ist momentan in Arbeit. Desweiteren sind die strömungsmechanischen Gleichungen mit den strukturdynamischen Gleichungen zu koppeln. Schließlich soll das Verfahren zur Simulation elastischer HAK eingesetzt werden.

Datum: 19.10.99

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation

Ansprechpartner: M. Faden, J. Fischer, T. Forkert, M. Koudriavski, A. Schreiber,
M. Strietzel, M. Wins

Institution: DLR, Simulations- und Softwaretechnik

Adresse: 51170 Köln

Telefon: 02203 / 601-2285

Telefax: 02203 / 601-3070

e-mail :

weitere Partner:

Thema: TENT – A Distributed Simulation System

Abstract:

A multidisciplinary optimization process, as it forms the base for industrial product design as well as for basic research, consists of a variety of sophisticated simulation programs, and a wide range of additional tools, e.g. pre- and postprocessing, visualization, or product data management. Many of these applications need a specific hardware profile, and a deep knowledge of their interfaces. A close and automatic coupling of the programs is necessary to give the design engineer an easy to use, extendable, and flexible optimization tool for concurrent multidisciplinary engineering.

The Testbed for Numerical Turbine Engines TENT provides the engineer with a state-of-the-art problem solving environment. Within TENT we perform interactive simulations choosing one of four different CFD-codes. Each code is integrated into his own process-chain, including grid-partitioning, load-balancing, data-filtering, and visualization. A TENT process-chain, or work-flow consists of various applications, which are encapsulated to form programming language independent components. The components are interconnected by event channels. An event carries the control instructions. The exchange of simulation data between the components is done by files, if the components share the same filesystem, or by the TENT Parallel Data Transfer Protocol via all available network connections. The wrapping technology used in TENT allows the wrapping of all kinds of application. Not only scientific programs can be integrated, but also commercial programs where no source-code is accessible can be encapsulated easily, and form a part of the TENT work-flow. A work-flow is the combination of all tools of an optimization process together with the wiring-information about the control- and data-flow between the components.

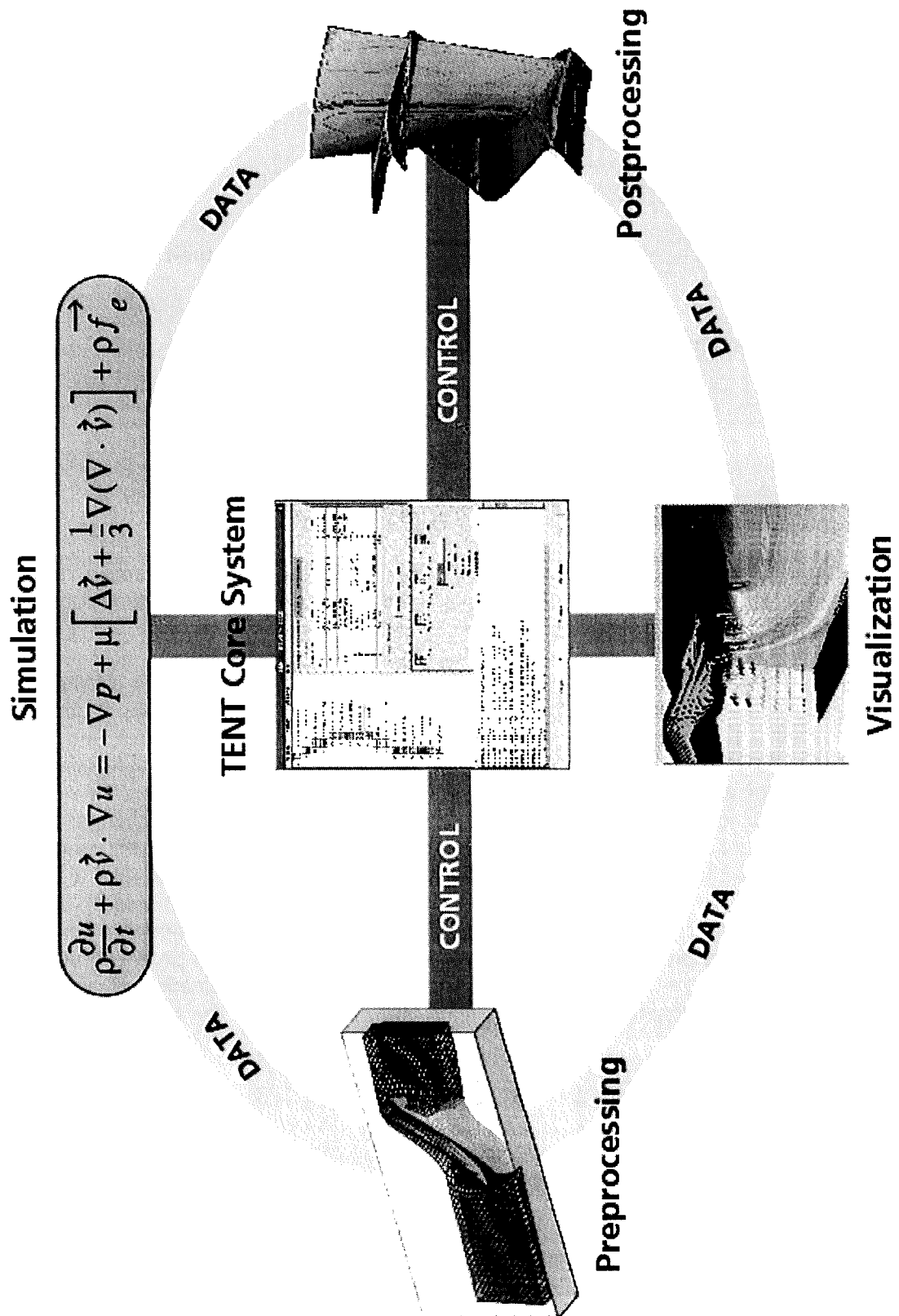
TENT is based on a component architecture using CORBA. CORBA allows remote access to the methods or subroutines of a program, and calling these services from anywhere in the network. Therefore you can place your components on the computer, which meets your hardware requirements best, and take advantage of your distributed computing resources.

The integration of parallel components is strongly supported by TENT. A special parallel starter object allows to start MPI-, PVM- or any kind of SMP-programs. Two different MPI programs can be started from the same starter object which allows the MPI based coupling of multidisciplinary simulation programs.

The development of TENT is a joint project of GMD and DLR funded by the federal ministry of economics and new technology.

AG STAB

Ergebnis:

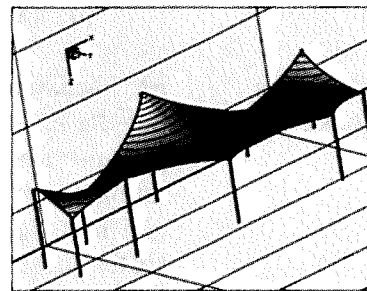


Datum:

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. M. Glück, Dr.-Ing. M. Breuer, Prof. Dr. Dr. h.c. F. Durst	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen (LSTM)	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-267 Telefax: 09131/761-275 E-Mail: glueck@lstm.uni-erlangen.de
Weitere Partner	SOFiSTiK GmbH (München), Siemens-Nixdorf AG (München), LS für Bauinformatik (TU München), LS für Informatik V (TU München)	
Thema	Numerische Berechnung der Fluid-Struktur-Wechselwirkung für Anwendungen aus dem Bauwesen	
Ausgangssituation	Die Interaktion zwischen Fluid und Struktur spielt bei zahlreichen technischen Fragestellungen im Bauwesen eine entscheidende Rolle. Beispiele dafür sind neben Brücken, Hochhäusern und Bohrplattformen auch leichte Membrantragwerke zur Überdachung großer Flächen. Zur Bestimmung von zeitabhängigen Windlasten für derartige Bauwerke ist man heute in erster Linie noch auf Windkanalmessungen und semi-empirische Modelle angewiesen. Während sowohl für die Struktur- als auch für die Strömungsmechanik der Einsatz von numerischen Verfahren bereits zum Standard gehört, gibt es im Bauwesen erst wenige Versuche, gekoppelte Fluid-Struktur-Probleme zu simulieren.	
Ziel	Das Hauptaugenmerk ist bei diesem Projekt auf die Umströmung von Membrantragwerken (Zeltdächer, Sonnensegel, filigrane Schalenstrukturen) gerichtet. Für derart komplexe Bauten soll mittelfristig ein Werkzeug geschaffen werden, das die Auslegung für die strömungsbedingten Lasten mittels Simulationsrechnungen erlaubt. Dabei sollen die verschiedenen, relevanten Lastfälle wie z. B. unterschiedliche Windrichtungen, zeitabhängige Strömungsverhältnisse (Windböen) sowie der Einfluß der Umgebungsbauung berücksichtigt werden. Die daraus resultierenden Verformungen bzw. winderregten Bewegungen des Bauwerks sind zu bestimmen.	
Lösungsweg	Ausgangspunkt einer Simulation ist die Geometrie der Struktur als Ergebnis eines Formfindungsprozesses, bei dem die Form des Tragwerks unter Eigenlast bestimmt wird. Ausgehend von dieser Geometrie ist ein CFD-Gitter zu erzeugen. Der Datenaustausch zwischen den beiden, völlig verschiedenen Netzen des unstrukturierten Finite-Elemente-Strukturcodes <i>ASE</i> und des blockstrukturierten Finite-Volumen-Strömungscodes <i>FASTEST-3D</i> auf der Bauteiloberfläche erfolgt über ein neutrales geometrisches Modell mittels des <i>GRISSLi-Kopplungsinterfaces</i> [1]. Im ersten Schritt wurde ein stationärer Lastfall für das abgebildete Zeltdach (Vordach des MPI in Dresden) betrachtet. Die CFD-Simulation (RANS)	



liefert für die vorgegebene Anströmung die Werte der am Zelt angreifenden Druck- und Schubspannungen. Anhand dieser genauen Lastverteilung auf der Oberfläche des Bauteils wird mittels FE-Berechnung dessen Spannungszustand und die resultierende Verformung ermittelt. Die neue Tragwerksgeometrie ist wiederum Ausgangspunkt für die Strömungssimulation. Die globale Iteration wird solange durchgeführt, bis der stationäre Verformungszustand erreicht ist. Die gekoppelten Simulationen werden auf dem Vektor-Parallelrechner *Fujitsu VPP 700* unter Verwendung der *MPI2-Library* durchgeführt.

Ergebnis

In den Abbildungen sind erste Ergebnisse der gekoppelten Fluid-Struktur-Berechnung für das Zeltdach bei stationärem Lastfall dargestellt.

Abb. 1: Berechnete Druckverteilung auf der Oberseite des Zeltdaches als Ergebnis der CFD-Simulation (Werte relativ zum Luftdruck in Pa)

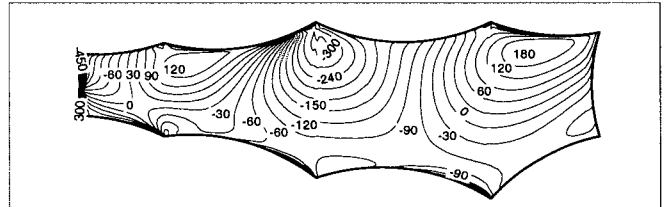


Abb. 2: Berechnete Knotenlasten als Eingangsgröße für die Struktursimulation

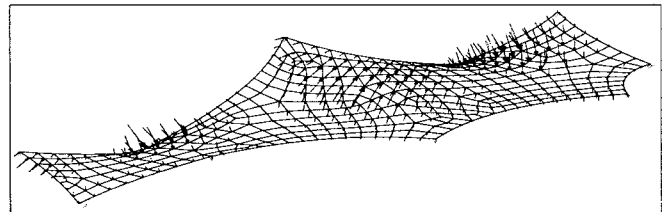
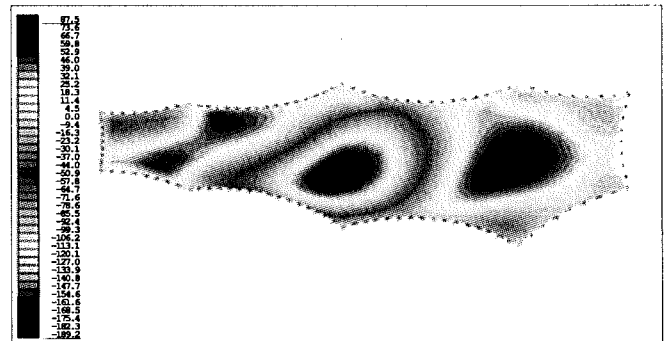


Abb. 3: Berechnete Verschiebungen des Zeltdaches in z-Richtung als Ergebnis der Struktursimulation (Werte in mm)



Literatur

- [1] GRISSLi-Abschlußbericht: *GRISSLi-Projektdokument* Fin-Rep-01/1999.3.15-1094 im Schwerpunktprogramm „Softwaretechnologie“ des BMBF (1999).
- [2] DEMIRDŽIĆ, I. and PERIĆ, M.: Space Conservation Law in Finite Volume Calculations of Fluid Flow. *Int. Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 8, pp. 1037-1050 (1988).

Weiteres Vorgehen

Im nächsten Projektabschnitt sind dynamische Simulationen geplant. Seitens der Strömungsberechnung betreffen diese in erster Linie die automatische Anpassung des blockstrukturierten Hexaedergitters an eine aufgrund von Verformungen veränderte Tragwerksgeometrie. Dabei ist eine zusätzliche Erhaltungsgleichung (*space conservation law*), die die zeitabhängige Veränderung der Kontrollvolumina berücksichtigt, zu erfüllen [2].

Bezüglich des Rahmenalgorithmus der gekoppelten Anwendung müssen neben den Funktionalitäten zur Anpassung der Berechnungsgitter auch Elemente zur globalen Iterationssteuerung implementiert werden.

Datum

13.10.1999

AG STAB

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 Laminar-turbulente Transitionsvorgabe und Transitionsvorhersage
im DLR Navier-Stokes-Löser FLOWer
unter Verwendung ingenieurmäßiger Methoden

Ausgangssituation: Die Modellierung der laminar-turbulenten Transition in Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Lösern (RANS) ist eine notwendige Anforderung für die Berechnung von Flügeln in der Luftfahrtindustrie. In vielen Fällen ist es nicht möglich, quantitativ oder sogar qualitativ richtige Ergebnisse zu erzielen, wenn die laminar-turbulente Transition nicht berücksichtigt wird. Konsequenterweise muß ein RANS Strömungslöser für die Anwendung in der Industrie die Möglichkeit zur Transitionsvorgabe anbieten sowie eine Transitionsvorhersage-Methode, die mit dem Strömungslöser gekoppelt ist.

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 auf verschiedenen Komponenten der Konfiguration berechnet werden können.

Die Transitionslagen an Flügeln und Leitwerken sollen während der Lösung der RANS-Gleichungen eigenständig, automatisch und ohne weiteren Eingriff durch den Benutzer ermittelt und vom Navier-Stokes-Löser direkt verwendet werden können.

Lösungsweg: Die Möglichkeiten der Transitionsvorgabe im DLR Navier-Stokes-Code FLOWer wurden hinsichtlich der Vorgabe beliebiger Transitionslinien in Form von Raumkurven auf der Oberflächenkontur beliebiger Konfigurationen verallgemeinert. Die Raumkurven werden durch Oberflächenkoordinaten der Konfiguration parametrisiert und in das Oberflächennetz der Konfiguration abgebildet; die Transitionsvorgabe wurde bauteilbezogen gestaltet, so daß für verschiedene Teile der Konfiguration individuelle Transitionslinien vorgegeben werden können. Ergebnis sind körperkonturangepasste Raumbereiche im Rechenetz, die entweder laminar oder turbulent behandelt werden. Die Grundalgorithmen sind topologieunabhängig und anwendbar für strukturierte und unstrukturierte Rechnetze, [1].

Die Transitionsvorhersage an Flügeln und Leitwerken wurde in FLOWer durch Kopplung mit einem Transitionsvorhersagemodul, bestehend aus einem Grenzschicht-Verfahren für gepfeilte, zugespitzte Flügel, [2], und ingenieurmäßigen Transitionsvorhersage-Methoden, realisiert. Zum Aufbau einer grundlegenden, algorithmischen Infrastruktur wurde das Modul zunächst mit

zwei algebraischen empirischen Transitionskriterien versehen, [3]. Für industrielle Anwendungen bietet sich die Kopplung des Löser mit einer e^N -Methode an, die auf der linearen, lokalen Stabilitätstheorie

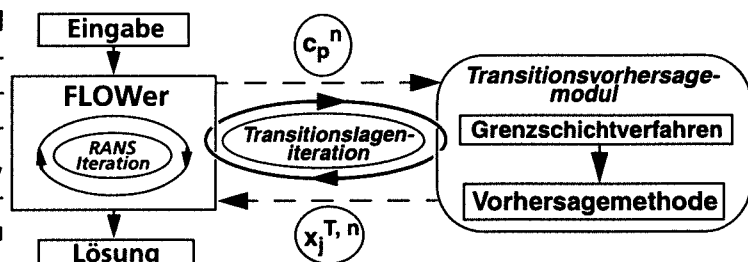


Abb.1: Kopplungsstruktur

und der Parallelströmungsannahme, [4-5], basiert. Der Einsatz einer e^N -Datenbank-Methode, [6], liefert ein Programmsystem, das die Transitionsvorhersage automatisch durchführen kann. Die Kopplungsstruktur wird illustriert durch Abb. 1. Die Transitionsvorhersage, die einen Iterationsprozess darstellt, unterbricht den Strömungslöser während der Lösung der RANS-Gleichungen nach einer bestimmten Anzahl von RANS-Zyklen. Für Flügel und Leitwerke wird die vom RANS-Löser berechnete Druckverteilung flügel-schnittsweise als Eingabe für die Grenzschichtberechnung verwendet (Streifentheorie). Die viskosen Daten werden nacheinander von der Datenbank-Methode analysiert.

Ergebnisse: Abb. 2 zeigt die vorgegebenen Transitionslinien an der Flügel-Rumpf-Pylon-Turbofan-Konfiguration des ALVAST-Modells (Länge: 3489 mm) mit Transitionslinien bei 45 mm ab der Rumpfnase, 28 mm ab der Gondelnase und 15% auf der Oberseite bzw. 5% auf der Unterseite des Flügels.

Die Abb. 3 bis 5 zeigen Ergebnisse der Berechnungen des natürlichen Laminarprofils von Somers, [7], und den Vergleich mit experimentellen Daten. Bei der Analyse kam eine e^N -Datenbank-Methode für Tollmien-Schlichting-Wellen, [5], zum Einsatz. Gezeigt sind die mit dem Baldwin-Lomax- (BL) und dem $k-\omega$ Turbulenzmodell voll turbulent berechneten $c_a(\alpha)$ - und $c_a(c_w)$ -Polaren ($\alpha = -5^\circ \div 15^\circ$), die experimentellen Werte nach [7] und die unter Berücksichtigung der Transition mit BL für $\alpha = -6^\circ$ und 2° berechneten Werte, wobei die Transitionslagen durch Iteration gemäß dem Vorhersagealgorithmus aufgefunden wurden. Es gilt $Ma = 0.1$ und $Re = 4 \cdot 10^6$. Im folgenden sind die berechneten und gemessenen (in Klammern) Transitionslagen angegeben: $\alpha = -6^\circ \rightarrow x_{T_u}^T = 0.4983$ (0.50) und $x_{T_l}^T = 0.0200$, $\alpha = 2^\circ \rightarrow x_{T_u}^T = 0.3404$ (0.35) und $x_{T_l}^T = 0.5727$ (0.6).

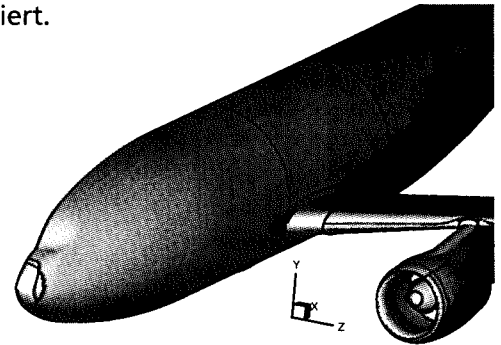


Abb.2: ALVAST-Modell mit vorgegebenen Transitionslinien

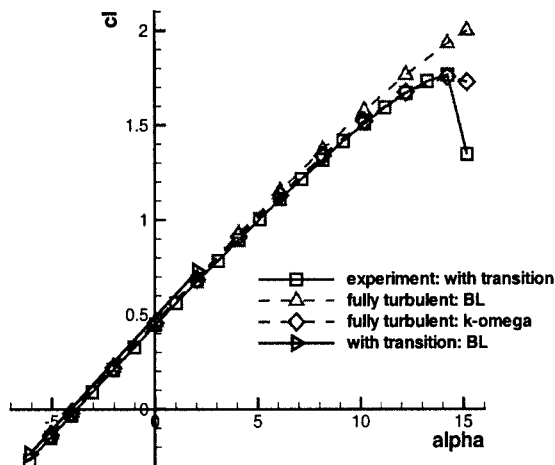


Abb.3: $c_a(\alpha)$ -Polare Somers-Profil

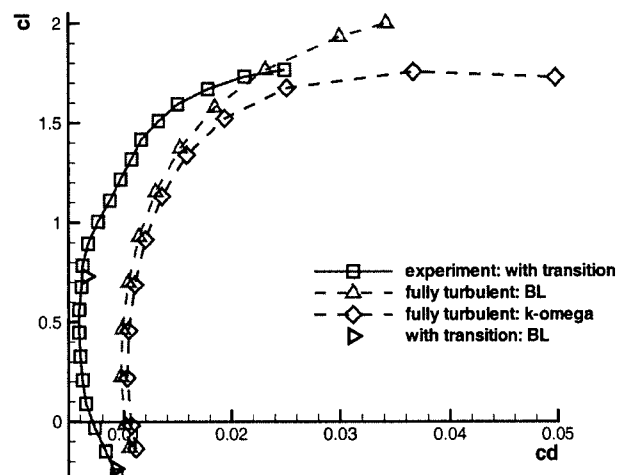


Abb.4: $c_a(c_w)$ -Polare Somers-Profil

Referenzen:

- [1] Krumbein, A.: AVTAC Advanced Viscous Flow Simulation Tools for Complete Civil Aircraft Design - Transition Prescription and Prediction, Deliverable Task 3.2, AVTAC/DEL/DLR/D3.2C5, July 1999
- [2] Horton, H. P.; Stock, H. W.: Computation of Compressible, Laminar Boundary Layers on Swept, Tapered Wings, J. Aircraft, Vol.32, pp.1402-1405, 1995
- [3] Arnal, D: Description and Prediction of Transition in Two-Dimensional, Incompressible Flow; in Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD Report No.709, Pages 2-1 - 2-71, 1984
- [4] Radespiel, R.; Graage, K.; Brodersen, O.: Transition Predictions Using Reynolds-Averaged Navier-Stokes and Linear Stability Analysis Methods, AIAA 91-1641, 1991
- [5] Stock, H. W.; Haase, W.: A Feasibility Study of e^N Transition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils, AIAA J., Vol.37, pp.1187-1196, 1999
- [6] Stock, H. W.; Degenhardt, E.: A simplified e^N method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers, Z. Flugwiss. Weltraumforsch., Vol.13, pp.16-30, 1989
- [7] Somers, D. A.: Design and Experimental Results for a Natural-Laminar Flow Airfoil for General Aviation Applications, NASA Technical Paper 1861, Scientific and Technical Information Branch, 1981

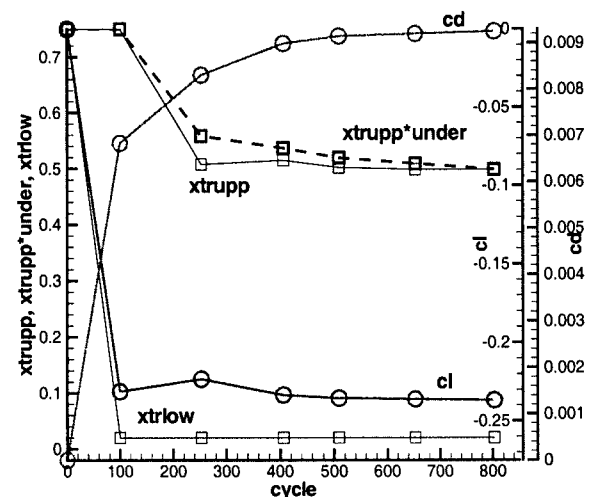


Abb.5: Transitionslageniteration

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Prof. Dr. E. von Lavante

Institution: Universität GH Essen

Adresse: Fachbereich 12; Maschinentechnik
45127 Essen

Telefon: 0201 / 183 – 2285/2909

Telefax: 0201 / 183 – 2285

e-mail:

weitere Partner: Stephan Perp  t

Thema: Numerische Simulation der Strömung in Wirbelz  hlern

Ausgangssituation:

Ziel:

Im Vordergrund unserer Arbeit steht die detaillierte Untersuchung der dreidimensionalen Strömung in Wirbelz  hlern mit Hilfe der numerischen Simulation. Das Prinzip der Durchflußmessung in diesen Zählern beruht auf einem festen Zusammenhang zwischen der Frequenz der sich an einem Störkörper ablösenden Wirbel und dem Volumenstrom. Die Detektierung dieser Wirbelstrukturen erfolgt auf unterschiedliche Weise, z. B. mittels Drucksensoren oder durch die Modulation eines Ultraschallsignals. Die sich hierbei abspielenden strömungstechnischen Vorgänge sind mit dem Navier-Stokes Programm ACHIEVE, das im Fachgebiet Strömungsmaschinen der Universität GH Essen entwickelt worden ist, durchgeführt worden.

Lösungsweg:

Der Rohrabschnitt mit dem als Störkörper fungierenden Durchdringungsk  rper ist realitätsnah nachgebildet worden, so daß ein Vergleich mit experimentellen Ergebnissen unmittelbar möglich ist. Wirbelz  hler werden in der Praxis über einen großen Meßbereich eingesetzt; die numerischen Simulationen sind deshalb ebenfalls über eine möglichst große Spannbreite an Reynolds- bzw. Mach-Zahlen durchgeführt worden. In Übereinstimmung mit vorhandenen Versuchsanlagen ist als Testfluid Luft bei Raumbedingungen gewählt worden.

Ergebnis:

Voruntersuchungen haben gezeigt, daß einige konventionelle St  rk  rperformen sehr unregelm  ige Signalverläufe verursachen. Aus diesem Grund sind mehrere neue St  rk  rperformen entwickelt und simuliert worden, die aus strömungstechnischer Sicht eine bessere Signalentwicklung ermöglichen. Aufgrund der langen Simulationszeiten zur Ermittlung der vollständigen Frequenzverläufe sind die verschiedenen St  rk  rperformen zunächst nur für den Mittelschnitt, d. h. zweidimensional, untersucht worden. Die aus unserer Sicht beste Form ist einer eingehenden dreidimensionalen Analyse unterzogen worden. Die Ergebnisse werden für verschieden feine Rechengitter angegeben. Die hierbei auftretenden Wirbelstrukturen sind hinsichtlich ihrer Skalierung analysiert worden. Die Large-Eddy Simulation ist erfolgreich durchgeführt worden, es ließen sich Sekundär- und Terti  rwirbel in der Strömung beobachten. Der Hufeisenwirbel um den Störkörper in der Grenzschicht, welcher u.a. von Takamoto/Japan gemessen wurde, ist in der Simulation deutlich sichtbar (Abbildung 1). Die Struktur der Wirbel ist in der skalierten Darstellung des Druckes (Abbildung 2) zu erkennen. Die Resultate sind mit vorliegenden Experimenten und Literaturwerten verglichen worden. Erste Simulationen einer pulsierenden Strömung und eines rotationssymmetrischen St  rk  rpers sind aufgeführt. Das Verständnis dieser strömungstechnischen Vorgänge kann unmittelbar zur Verbesserung ausgeführter Wirbelz  hler genutzt werden.

AG STAB

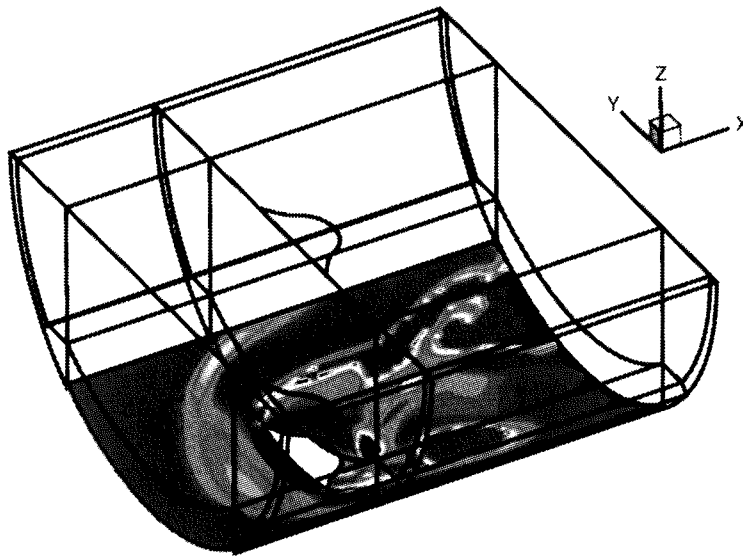


Abbildung 1: Hufeisenwirbel in einer Grenzschichtebene.

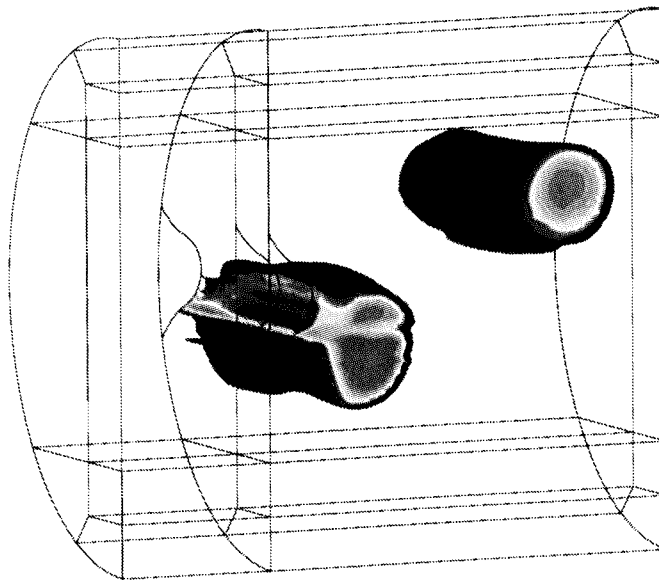


Abbildung 2: Skalierte Druckkonturen über das halbe Rohrvolumen.

Literatur:

E. von Lavante, S. Perpeet, V. Hans, G. Poppen:
Optimization of Acoustic Signals in a Vortex-Shedding Flowmeter using Heat Numerical Simulation,
International Journal of and Fluid Flow, Volume 20, Issue 4, 1999.

S. Perpeet:

Numerische Simulation von Strömungsfeldern um Durchfluß-Meßanordnungen, Shaker-Verlag, 2000.

weiteres Vorgehen:

Datum: 02.03.00

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Physikalische Grundlagen / Numerische Simulation
Ansprechpartner: J.A. Lieser; Ch. Mundt
Institution: BMW Rolls-Royce GmbH
Adresse: Eschenweg 11, D-15827 Dahlewitz

Thema: Aeroakustische Untersuchungen von Strahlmischern

Ausgangssituation: Im Rahmen des Forschungsvorhabens Lärm und Leistungsoptimierte Mischer wird eine Parameterstudie mit verschiedenen Konzepten für Strahlmischer durchgeführt. Die Mischer werden akustisch und aerodynamisch vermessen und verglichen. Parallel dazu werden CFD Studien durchgeführt.

Ziel: Wir möchten uns in die Lage versetzen in Zukunft mit Hilfe der numerischen Simulation (CFD) Mischerentwürfe aerodynamisch und akustisch zu beurteilen. Für die aerodynamische Simulation wird ein Navier Stokes Löser verwendet. Neben den aerodynamischen Eigenschaften soll auch eine Aussage über akustische Eigenschaften möglich werden. Das verwendete Verfahren muß jedoch einfach und schnell sein

Lösungsweg: Die Berechnungen des Mischungsvorganges zwischen kaltem und heissen Strahl wird mit einem Turbulenzmodell durchgeführt, das Informationen über die Verteilung der turbulenten kinetischen Energie und Dissipation liefert. In Rahmen der akustischen Analogie gibt es Wege aus einem lokalen integralen Geschwindigkeitsmass und Längenmass, das sich aus den Daten des Turbulenzmodells ermitteln lässt, Lärmquellen zu modellieren. Dabei unterscheiden wir zwei wesentliche Quellen. Die erste ergibt sich aus turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen und lässt sich nach Lafon und Bailly relativ gut modellieren. Im Falle des kompressiblen heissen Strahl kommt noch ein erheblicher Teil durch turbulente Dichteschwankungen hinzu, dessen Modellierung (siehe Gervais) sich erheblich schwieriger gestaltet.

Ergebnis: Der austretende gemischte Strahl wurde numerisch simuliert. Die Lärmquellen wurden durch Auswertung der turbulenten Grössen des Zwei-Gleichungs Turbulenzmodells mit einfachen analogen Modellen bestimmt. Für die Bestimmung des turbulenten Lärms ohne Dichteschwankungen war lediglich eine Erweiterung des Postprocessing notwendig. Qualitativ entspricht die Verteilung der Lärmquelle der der Verteilung der turbulenten kinetischen Energie. Die Verteilung ändert sich von Mischer zu Mischer, so dass hier eine Beurteilung der akustischen Eigenschaften möglich wird. Bei der Auswertung des Modelltermes für den Anteil der Dichteschwankungen beim kompressiblen heissen Strahl ergeben sich grosse Schwierigkeiten aufgrund mehrfacher Ableitungen, die gebildet werden müssen und zu numerischen Schwierigkeiten führen. Ein Versuch die Ausbreitung des Lärmes ins Fernfeld mit einfachsten Ausbreitungsmodellen (siehe Gervais) zu ermitteln gab zumindest qualitativ die Tendenzen der Messungen wieder.

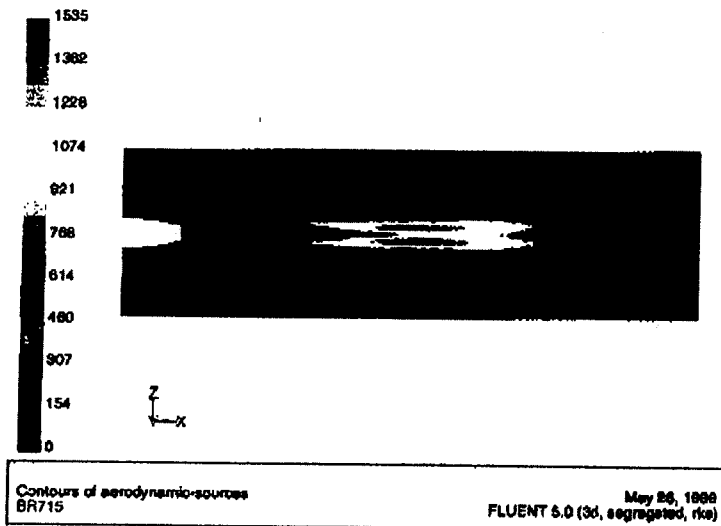


Fig. 1: Noise spectra BR715 vs RCP vs RCR (aerodynamic contribution only)

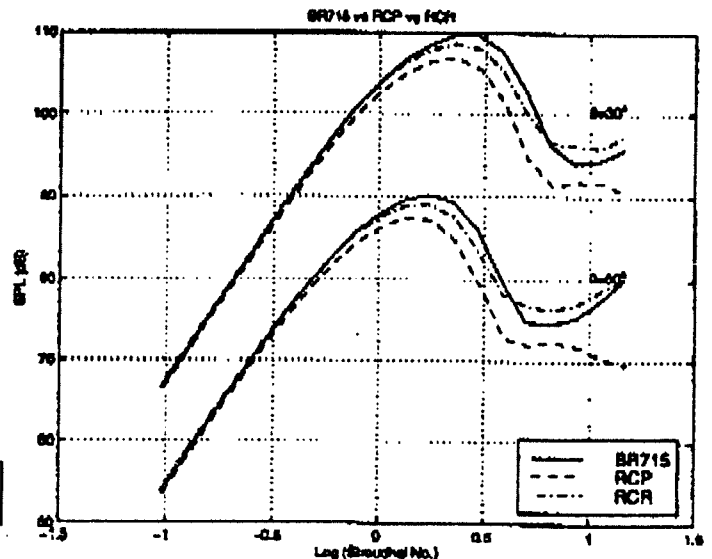


Fig. 2: Distribution of aerodynamic sources for BR715

Literatur:

V. Fortune, Y. Gervais: Numerical Investigation an Noise Radiated From Hot Supersonic Turbulent Jets; ATAA-98-2356
C. Bailly, W. Bechara, P. Lafon, S. Candel: Jet Noise Predictions Using a K-Epsilon Turbulence Model; AIAA 93-4412

Weiteres Vorgehen: Vergleich der Berechnungen mit experimentellen Daten aus Fernfeld Akustikmessungen und Lärmquellenermittlung mit Mikrofon Arrays.

Datum: 8.10.1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen und Numerische Simulation

Ansprechpartner: HD Dr. Sebastian Noelle

Institution: Institut für Angewandte Mathematik, Universität Bonn

Adresse:
Wegelerstr. 10
53115 Bonn

Telefon: 0228 - 73 2454
Telefax: 0228 - 73 9426
email: noelle@iam.uni-bonn.de

weitere Partner: Dipl. Math. Christian von Törne, toerne@riemann.iam.uni-bonn.de

Thema: Die MoT-ICE: ein neues mehrdimensionales Transportverfahren
für reibungsfreie Strömungen

Ausgangssituation: Die Numerik mehrdimensionaler Systeme hyperbolischer Erhaltungssätze wird von auf eindimensionalen Riemann-Lösern basierenden Upwind-Verfahren dominiert. Diese hochauflösenden Verfahren können für gewisse mehrdimensionale Probleme instabil werden (carbuncle phenomenon, odd-even-decoupling) [3]. Im vergangenen Jahrzehnt wurden deshalb verschiedene mehrdimensionale Ansätze entwickelt (Fluctuation Splitting (Roe/Deconinck), Corner-Transport Upwind (Colella), CLAWPACK (LeVeque), Method of Transport (Fey)).

Ziel: Weiterentwicklung der Feyschen Method of Transport (MoT) [1]. Behebung von Inkonsistenzen an sonischen Punkten. Entwicklung einer verteilt-parallelen, adaptiven Version in 3D. Anwendung auf strömungsmechanische Probleme (Euler, Magneto-Hydrodynamik).

Lösungsweg und Ergebnis:

1. Numerische Analysis: Die MoT von Fey zerlegt das System von Erhaltungssätzen mit Hilfe eines mehrdimensionalen Fluss-Vektor-Splittings in einen Satz skalarer Advektionsgleichungen, deren Lösungen dann mit Charakteristiken-Verfahren approximiert werden. Bereits 1981 wurde von Steger und Warming berichtet, daß Fluss-Vektor-Splitting-Verfahren an sonischen Punkten inkonsistent werden können. Eine solche Inkonsistenz tritt auch bei der Lösung der skalaren Advektionsgleichung mit Hilfe der MoT auf und beeinträchtigt die Qualität der resultierenden Strömungsapproximation.

Im Projekt wurden ein neues Wellen-Zerlegungs-Verfahren der Konsistenzordnung zwei sowie ein Charakteristiken-Verfahren zweiter Ordnung entwickelt. Der Konsistenzbeweis schließt die sonischen Punkte mit ein. Die neue Methode - genannt MoT-ICE für "Interface-Centered-Evolution" - kombiniert Fluss-Differenzen- und Fluss-Vektor-Splitting Techniken. Numerische Experimente mit der MoT-ICE liefern für glatte skalare Lösungen und für mehrdimensionale gasdynamische Stoßfronten die gewünschte hohe Auflösung. Erste Effizienzuntersuchungen ergeben vergleichbare Rechenzeiten wie State-of-the-Art Software.

AG STAB

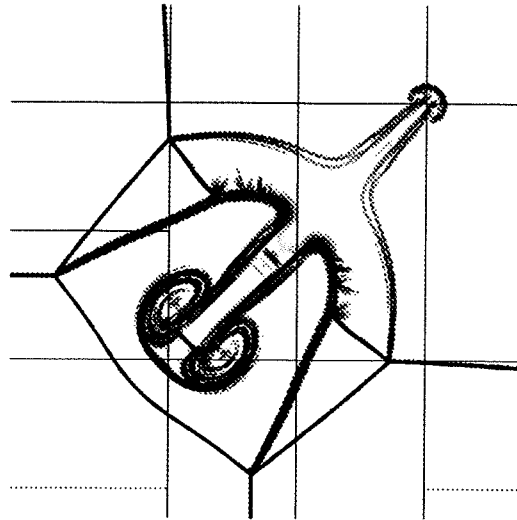


Abbildung 1: 2D Riemann-Problem nach Lax und Liu, Schlieren-Typ-Abbildung der Dichte (Ausschnitt), Zeit $t = 0.4$. MoT-ICE, parallele Implementierung (Noelle, von Törne), 32 Prozessoren, 2048×2048 Zellen. Prozessor-Grenzen als Linien abgebildet.

2. Programmentwicklung: Numerische Simulationen für mehrere Raumdimensionen auf hohen Auflösungen sind sehr rechenzeitaufwendig. Dies ist in unserem Falle besonders dann gegeben, wenn Wellenmodelle mit vielen Wellen verwendet werden (wie im Falle der Magneto-Hydrodynamik). Dies macht die Parallelisierung des Codes notwendig. Wir haben dazu einen blockstrukturierten Ansatz gewählt, bei dem eine vergleichsweise geringe Anzahl von Makro-Elementen (Blöcke) mit einem jeweils ähnlichen Rechenaufwand auf verschiedene Prozessoren verteilt werden. Das Load Balancing wird durch die Verwendung einer raumfüllenden Kurve (Hilbertkurve) realisiert. Der Ansatz ist für zwei und drei Raumdimensionen und auch für adaptive Gitter geeignet.

Literatur:

- [1] M. Fey *Multidimensional upwinding. II. Decomposition of the Euler equations into advection equations*. J. Comput. Phys. 143 (1998), 181 – 199.
- [2] S. Noelle, *The MoT-ICE: a new high-resolution wave-propagation algorithm based on Fey's Method of Transport*. Eingeladener Hauptvortrag. "Proceedings of the Second International Symposium on Finite Volumes for Complex Applications – Problems and Perspectives", Duisburg, Juli 1999, pp. 95 – 115.
<http://www.math.ntnu.no/conservation/1999/028.html>.
- [3] J. Quirk *A Contribution to the Great Riemann Solver Debate*. Int. J. Numer. Meth. Fluid Dyn. 18 (1994), 555 – 574.

weiteres Vorgehen: In Arbeit sind Erweiterungen auf 3D, die Magneto-Hydrodynamik, adaptive Gitter und große Zeitschritte.

Datum: Oktober 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: S. Schmitt, F. Eulitz, D. Nürnberger, V. Carstens¹

Institutionen: DLR, Institut für Antriebstechnik
¹DLR, Institut für Aeroelastik

Adressen: Linder Höhe, 51170 Köln
Telefon: (02203) 601-2798
Telefax: (02203) 64395
email: stefan.schmitt@dlr.de
¹Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

weitere Partner: MTU München GmbH (DaimlerChrysler Aerospace AG)

Thema:

Numerische Simulation schwingender Turbomaschinenschaufeln durch Vorgabe harmonischer Bewegungen und durch direkte Strömung-Struktur-Kopplung.

Ausgangssituation:

Das kontinuierliche Bestreben der Flugtriebwerkshersteller zur Entwicklung von effizienteren und leichteren Produkten führt zu Entwürfen, die gekennzeichnet sind durch höhere stationäre wie instationäre Schaufelbelastung. Damit verbunden ist ein Anwachsen von aeroelastischen Problemen, die sich im Auftreten von selbst- und fremderregten Schwingungen der Beschaufelung bemerkbar machen. Die genaue Vorhersage von instationären Wechselwirkungen zwischen Strömung und Struktur ist deshalb von zunehmender Bedeutung.

Ziel:

Bereitstellung eines nichtlinearen Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung von selbsterregten Schaufelschwingungen.

Lösungsweg:

Das beim DLR entwickelte Simulationsverfahren für instationäre Turbomaschinenströmungen TRACE_U [3], mit dem bereits erfolgreich Schaufelreihen-Wechselwirkungen untersucht wurden, wurde auf aeroelastische Anwendungen erweitert. Dies ermöglicht die Untersuchung schwingender Schaufelreihen mit einem parallelen, hochgenauen Navier-Stokes-Verfahren unter Verwendung fortschrittlicher Turbulenzmodellierung. Dabei ist das Verfahren sowohl für aeroelastische Analysen im Frequenzbereich als auch für die direkte Kopplung von Strömung und Struktur im Zeitbereich einsetzbar [4].

Zur Validierung wurde die "Standardkonfiguration 4" des Workshops "Aeroelasticity in Turbomachines" [1] berechnet. Diese Turbinenprofile führen harmonische, frequenzabgestimmte Schlagbewegungen mit einem zwischen den Profilen konstanten Phasendifferenzwinkel durch. Die Simulation erfolgte reibungsfrei. Es wurde eine gute Übereinstimmung der Simulationsergebnisse mit den experimentellen Daten aus der Literatur erzielt.

Als weiterer Anwendungsfall wurde die transonische Strömung um Verdichterprofile berechnet, die harmonische, frequenzabgestimmte Drehschwingungen um den Profilmittelpunkt ausführen. Die reibungs-

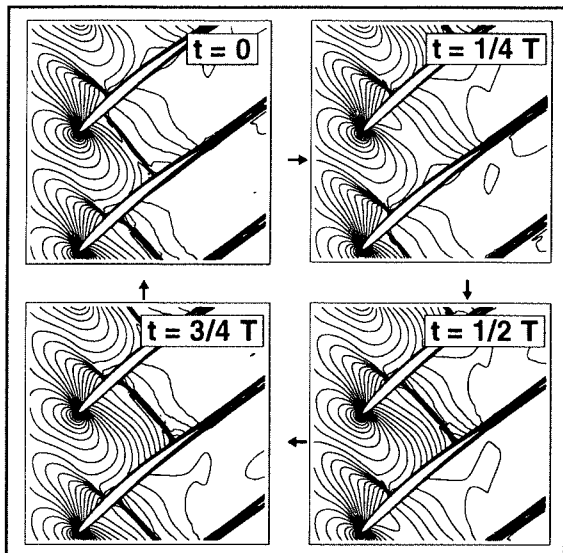


Bild 1: Iso-Machliniensequenz für die harmonisch schwingende Verdichterprofile, $\sigma = +90^\circ$

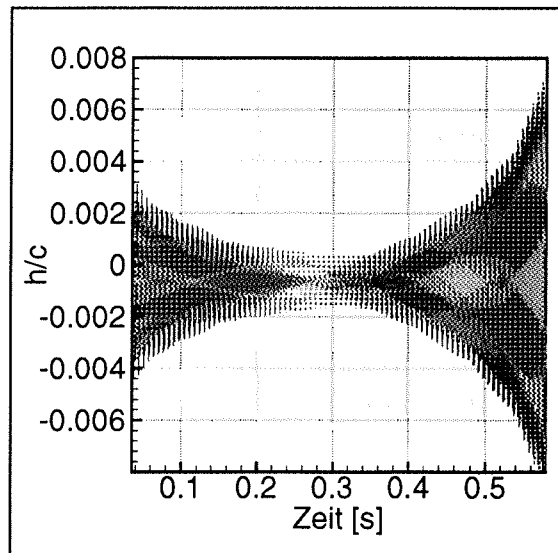


Bild 2: Schaufelauslenkungen bei der direkten Strömung-Struktur-Kopplung, Turbinenprofile

behaftete Simulation unter Berücksichtigung einer Stromröhrendickenvariation führte zu einer Passagenströmung [Bild 1], die durch die Schaufelschwingungen periodisch gesperrt und wieder entsperrt wird [2].

Die direkte Kopplung von Strömung und Struktur - d. h. die simultane Berechnung der instationären Druckverteilung und der daraus resultierenden Profilbewegung im Zeitbereich - wurde am Beispiel der "Standardkonfiguration 4" demonstriert. Dabei wurde die Strömung als reibungsfrei angenommen und für die Profilbewegung nur ein Freiheitsgrad zugelassen. Ausgehend von beliebigen Anfangsbedingungen entstand eine selbsterregte Schwingung ("Flattern") [Bild 2], die auf die Umwandlung von Strömungs- in Bewegungsenergie zurückzuführen ist.

Literatur:

- [1] BÖLCS, A., FRANSSON, T.H., "Aeroelasticity in Turbomachines - Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results", Communication du laboratoire de thermique appliquée et de turbomachines, Nr. 13, EPFL Lausanne, 1986.
- [2] CARSTENS, V., SCHMITT, S., "Comparison of Theoretical and Experimental Data for an Oscillating Transonic Compressor Cascade", ASME 99-GT-408, 1999.
- [3] EULITZ, F., ENGEL, K., NÜRNBERGER, D., SCHMITT, S., YAMAMOTO, K., "On Recent Advances of a Parallel Time-Accurate Navier-Stokes Solver for Unsteady Turbomachinery Flow", 4. ECCOMAS CFD-Conference, Athens, Greece, 1998.
- [4] SCHMITT, S., EULITZ, F., NÜRNBERGER, D., CARSTENS, V., "Erweiterung eines parallelen und zeitgenauen Navier-Stokes-Verfahrens auf aeroelastische Anwendungen", DGLR-Jahrestagung, DGLR-JT99-131, 1999.

Datum: 21. Oktober 1999

Mitteilung

Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Stefan Brix; Dr.-Ing. G. Neuwerth

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt an der RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 7, 52056 Aachen

Tel. 0241/ 80-6800,

Fax 0241/ 8888-233

e-mail: brix@lu.ilr.rwth-aachen.de

Thema: Rotierende Splitfilmsonden zur Geschwindigkeitsmessung im Triebwerkseinlauf

Ausgangssituation:

Das Geschwindigkeitsfeld eines Bodenwirbels im Triebwerkseinlauf konnte bisher nur stationär gemessen werden, d.h. mit stehenden oder langsam bewegten Sonden. Diese Meßergebnisse lassen nur sehr begrenzt Aussagen über die Wirbelstärke und -position zu, da der Wirbel extrem instationär ist und im Fußbereich wie im Triebwerkseinlauf „wandert“.

Ziel:

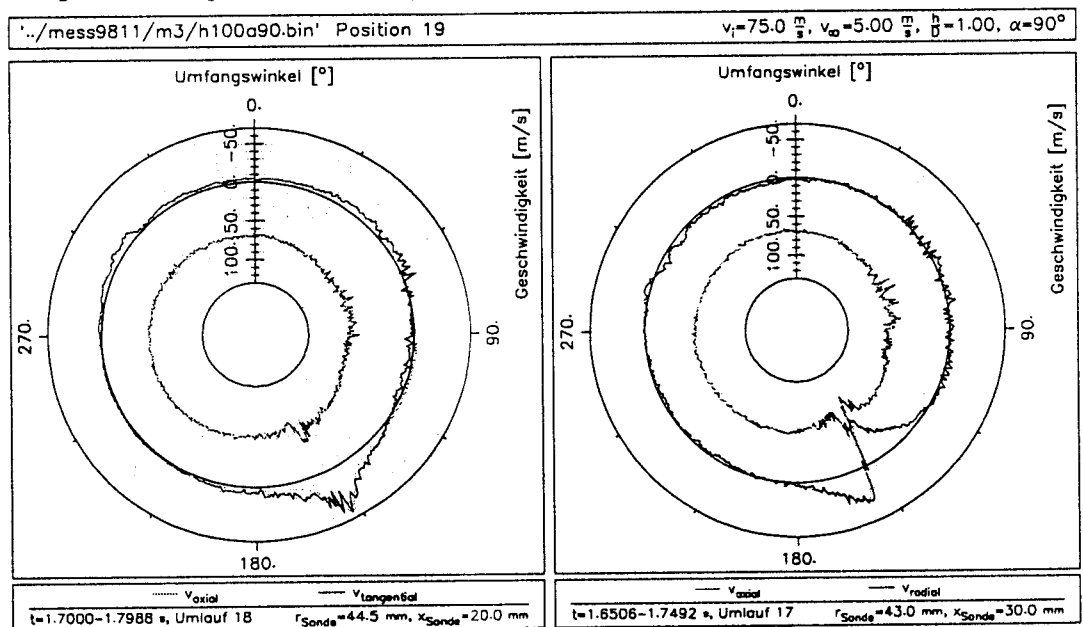
Messung der Geschwindigkeitsverteilung eines Bodenwirbels im Triebwerkseinlauf, so daß eine Aussage über Auftreten, Stärke und Position des Bodenwirbels in Abhängigkeit geometrischer (Höhe, Durchmesser) und strömungsmechanischer Parameter (Windrichtung, Wind- und Einlaufgeschwindigkeit) gemacht werden kann.

Lösungsweg:

Zwei auf unterschiedlichen Radien rotierende Splitfilmsonden im Triebwerksmodell, die die axiale, radiale und tangentielle Geschwindigkeit über den gesamten Umfang 15 mal pro Sekunde messen. Die Kalibrierung der Sonden erfolgt mit einem sehr aufwendigen Verfahren, so daß der erfaßte Geschwindigkeits- und Winkelbereich der Sonden extrem groß ist.

Ergebnis:

Beispiel einer Geschwindigkeitsmessung über den Umfang:



Literatur:

Bissinger, Norbert, „On the Inlet Vortex System“, UTSI, Dissertation, March 1974

Shin, H.W.; Cheng, W.K.; Greitzer, E.M. & Tan, C.S., „Inlet Vortex Formation due to Ambient Vorticity Intensification“, AIAA J., Vol. 24, 1986, No. 4, pp. 687-689

Shin, H.W.; Greitzer, E.M.; Cheng, W.K.; Tan C.S. & Shippee, C.L., „Circulation Measurements and Vortical Structure in an Inlet-Vortex Flow Field“, J. Fluid Mech., Vol. 162, 1986, pp. 463-487

Nakayama, A. & Jones J.R., „Vortex Formation in Inlet Flow Near a Wall“, AIAA Paper, No. 96-0803

weiteres Vorgehen:

Modellierung der strömungsmechanischen Vorgänge bei der Entstehung der Bodenwirbel mit Hilfe ergänzender Messungen um den Triebwerkseinlauf, Sichtbarmachung der Wirbel und Berechnung der Triebwerkseinlaufströmung. Untersuchung der Wirksamkeit von Methoden zur Abschwächung von Bodenwirbeln.

Datum: März 2000

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Meßtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. O. Burkhardt, Ir. U. Dinata M.T., Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

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

Adresse: Sekr. F2, Marchstraße 14 Telefon: +49 (0) 30 314 – 23093
10587 Berlin Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955

Weitere Partner: BMW Rolls-Royce GmbH, AEROMEMS-Projekt-Partner

Thema: Entwicklung und Erprobung von robusten MEMS-Oberflächensensoren zur Messung der Wandschubspannung in der Tragflügelaerodynamik

Ausgangssituation:

Ein wichtiges Forschungsziel der heutigen Aerodynamik liegt in der Reduktion des Reibungswiderstands, da dieser rund 50% des Gesamtwiderstands eines Verkehrsflugzeugs im Reiseflug ausmacht und durch Antriebsleistung ausgeglichen werden muß. Für die Entwicklung effektiver Mechanismen, die zur aktiven Widerstandsreduktion genutzt werden können, ist dabei eine genaue Kenntnis von lokalen und räumlichen Phänomenen der Wandschubspannung erforderlich. Hierfür werden zum einen auf MEMS-Technologie (Micro-Electro-Mechanical-System) basierende robuste Oberflächensensoren benötigt, zum anderen zuverlässige Meß- und Datenerfassungssysteme für die On-Line Kontrolle gefordert, die im Hinblick auf eine serienmäßige Nutzung an Tragflügeln möglichst klein gestaltet sein müssen.

Ziel:

Zielsetzung ist die Neu- bzw. Weiterentwicklung von MEMS-Oberflächensensoren¹ (Heißfilm, Oberflächen-Hitzdraht und -Zaun, sowie PVDF-Sensoren) und deren Charakterisierung für typische Strömungsbedingungen im Transschall. Speziell für die Heißfilm- und Hitzdrahttechnik wurden darüber hinaus für vorgegebene Sensorparameter kostengünstige Mehrkanal-Anemometer (MCA) entwickelt und mit MEMS-Heißfilmen (Britisch Aerospace) getestet. Daraus resultierend sollen robuste Sensor-Meßsystemkonzepte erstellt werden, die serienmäßig zum Einsatz gebracht werden können.

Lösungsweg:

Ein Schwerpunkt der Untersuchungen lag auf Beschichtungsversuche an Oberflächensensoren (Heißfilme und PVDF-Sensoren) um den Einfluß auf das Signalverhalten in Windkanalversuchen zu erfassen. Weitere Untersuchungen dienen der Charakterisierung der auf MEMS basierenden Sensoren im Vergleich zu denen der herkömmlichen Bauweisen. Die Untersuchungen wurden in laminarer und turbulenter Strömung im ILR-Transsonik- Windkanal durchgeführt. Der betrachtete Bereich der Anströmungsgeschwindigkeit erstreckte sich bis 270 m/s ($Ma = 0,8$). Relevante Untersuchungsparameter waren die statische und die dynamische Signalantwort, sowie die Sensitivität und die obere Grenzfrequenz der Sensoren. Die Versuchsergebnisse sollen den Bereich der möglichen Anwendungen und die resultierenden Grenzen der Neuentwicklungen aufzeigen.

Zwischenergebnisse:

Beschichtungsversuche

Dünne Beschichtungsfilme auf Heißfilmen und PVDF-Sensoren (Piezo- und Pyrosensor) sollen dem Schutz der Sensoren vor äußeren Umwelteinflüssen dienen, führen jedoch zu einer Reduktion des Signal-Rauschverhaltens². Diese Reduktion wird durch ein verändertes Wärmekonvektionsverhalten an den Sensoren hervorgerufen. Abbildung 1 vergleicht exemplarisch die Leistungsdichtespektren eines beschichtet und eines unbeschichteten MEMS-Heißfilms für zwei Strömungsgeschwindigkeiten. Die dargestellten Verläufe verdeutlichen den Einfluß einer $0,35\mu m$ Schutzschicht auf das Signalverhalten in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit. Im hohen Machzahlbereich ($Ma \geq 0,5$) zeigen die Frequenzantworten einen Verlauf mit sehr ähnlicher Charakteristik auf, während die Verläufe bei relativ kleinen Strömungsgeschwindigkeiten im Amplitudenniveau deutlich voneinander abweichen.

Oberflächenzaun

Der im Rahmen der vorliegenden Untersuchungen neu entwickelte und erfolgreich getestete Oberflächenzaun stellt eine auf MEMS-Technologie basierende Version des herkömmlichen Oberflächenzaunprinzips dar. In den Meßkörper wurde dazu ein piezoresistiver Silizium Mikro-Chip zur dynamischen Signalerfassung implementiert um, eine schnelle Aufnahme von lokalen wandschubspannungsinduzierten Druckfluktuationen zu ermöglichen. Abbildung 2 stellt eine typische Kalibrationskurve des neuen Sensors der eines herkömmlichen Oberflächendrahtes gegenüber, die eine vergleichbare Charakteristik zeigen. Der implementierte Sensorchip ermöglicht Messungen über einen Machzahlbereich von $Ma = 0,2 - 0,8$.

Statische- und Dynamische Signalantwort (MEMS-Heißfilm und -Oberflächenhitzdraht)

Das Signalaufklärungsvermögen und die obere Grenzfrequenz stellen zwei entscheidende Parameter zur Sensorcharakterisierung dar. Ergebnisse mit Heißfilmen und Oberflächenhitzdrähten zeigen, daß die Grenzfrequenz durch das Überhitzungsverhältnis r_{OH} (Anemometereinfluß), die Strömungsgeschwindigkeit und den Thermalhaushalt des Sensorprinzips beeinflußt wird. Die Ermittlung der Grenzfrequenz erfolgte über eine Sinussignalinduzierung in die Anemometerbrücke³ des entwickelten Mehrkanal- Anemometer. Abbildung 3 zeigt den linearen Einfluß von r_{OH} auf die Grenzfrequenz eines Oberflächenhitzdrahtes sowie eines Heißfilm im Vergleich.

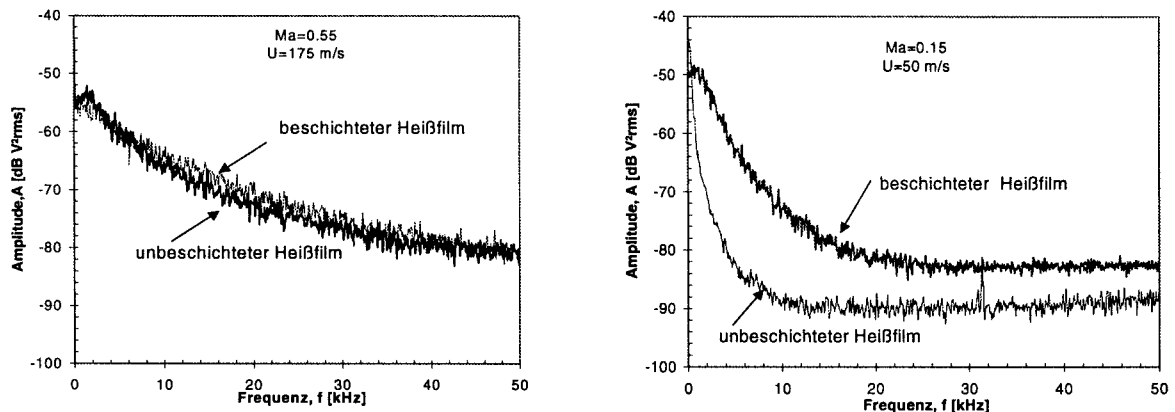


Abb. 1: Leistungsdichtespektren von MEMS-Heißfilmsensoren (beschichtet/unbeschichtet)

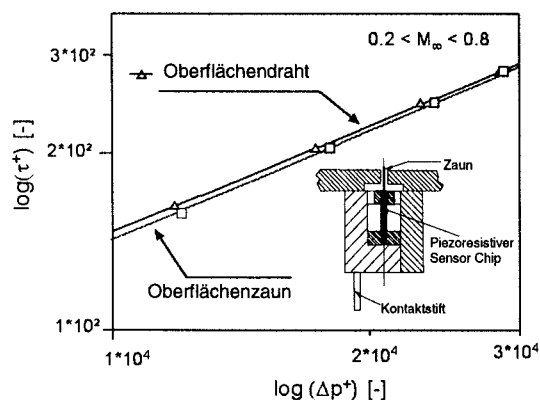


Abb. 2: Vergleich von Kalibrationskurven zweier Oberflächenhindernis-Sensoren

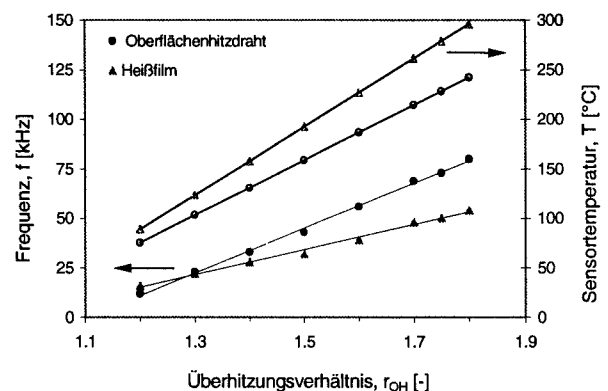


Abb. 3: Grenzfrequenz und Sensortemperatur eines MEMS-Heißfilm und -Oberflächenhitzdrahtes mit Variation des Überhitzungsverhältnisses r_{OH}

Weiteres Vorgehen:

Weitere Untersuchungen befassen sich mit beschichteten PVDF-Sensoren. Die Untersuchungen haben eine Sensordesign- und Fertigungsoptimierung zum Ziel. Des weiteren ist eine konstruktive und signalspezifische Optimierung des Oberflächenzaunsensors mit integriertem Sensorchip geplant.

Literatur:

- /1/ Nitsche, W.
Strömungsmeßtechnik, Springer- Verlag, Berlin, 1993
- /2/ AEROMEMS Homepage: <http://www.tra3.com/aeromems/aerosumm.html>,
Investigation of the Viability of MEMS Technology for Boundary Layer Control on Aircraft Aerospace Technology, CORDIS RTD-PROJECTS / European Communities, 1998
- /3/ Freymuth, P., M. Fingerson
Electronic testing of frequency response for thermal anemometers, TSI Quarterly 3 (4), 1977

Datum:

Berlin, Oktober 1999

Mitteilung

Projektgruppe/	Aeroelastik/		
Fachkreis	Meßtechnik		
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: Auslegung, Fertigung und Kalibration einer wandmontierten DMS-Windkanalwaage für instationäre Kraftmessungen an schwingenden Flügelmodellen

Ausgangssituation

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 401 werden am Aerodynamischen Institut Aachen (AIA) Versuche zur Untersuchung der dynamischen Wechselwirkung zwischen schwingenden, überkritischen Tragflügeln und dem umgebenden Strömungsmedium durchgeführt. Bei den experimentellen Untersuchungen werden gleichzeitig die instationäre Druckverteilung, die Auflagerkräfte und das Torsionsmoment sowie der momentane Anstellwinkel erfaßt. Die Ergebnisse dienen zur Validierung von Verfahren der aeroelastischen Direktsimulation.

Ziel

Ziel der Kraftmessungen ist die Bestimmung der instationären aerodynamischen Derivativa für den transsonischen Geschwindigkeitsbereich. Dafür wurde eine Dehnungsmeßstreifen(DMS)-Waage konstruiert, die den Anforderungen hinsichtlich Interferenzfreiheit, geringe Hysterese und dynamischem Antwortverhalten genügen soll.

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 (Abbildung 1). Das verwendete Rechteckflügelmodell besitzt die Profilierung der SFB-Referenzkonfiguration (BAC-3-11/RES/30/21), hat eine Tiefe von 150 mm und füllt mit 400 mm Spannweite die gesamte Breite der Meßstrecke aus.

Zur simultanen Erfassung der Signale von Druckaufnehmern, Dehnungsmeßstreifen und Weggebern wurde ein Meßsystem mit insgesamt 24 Kanälen zur hochfrequenten und simultanen Datenerfassung aufgebaut. Die Messung der Kräfte, die sich aus Trägheits- und Luftkräften zusammensetzen, geschieht durch eine beidseitig wandmontierte, symmetrisch aufgebaute DMS-Waage. Sie besteht aus jeweils zwei miteinander verschraubten Ringen mit Normal- bzw. Tangentialkraftmeßstellen in Form von Doppelbiegebalken. Die elastische Lagerung besteht aus je einem zentralen Rundstab, der das Torsionsmoment aufnimmt, und vier radial angeordneten Blattfedern zur Aufnahme der Biegung. Durch Anbringen von Dehnungsmeßstreifen an dieser Kreuzfeder dient diese zugleich als Torsions- bzw. Nickmomentenwaage. Damit bilden die elastische Lagerung und die Zwei-Komponenten-Waage eine Einheit sowohl zur Lagerung des Modells als auch zur Erfassung sämtlicher für zweidimensionale Profilumströmungen maßgeblichen Kräfte und Momente.

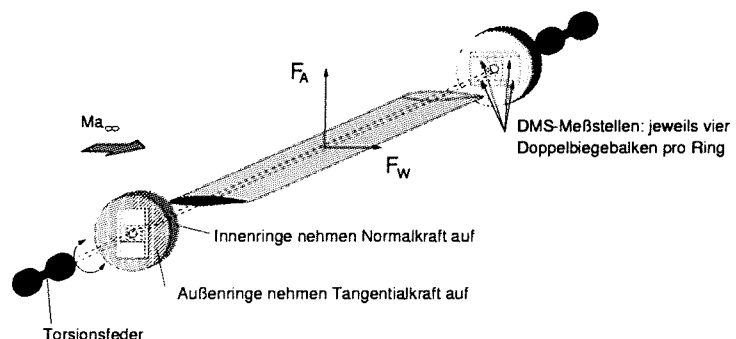


Abbildung 1: Prinzipskizze der Kraftmessung

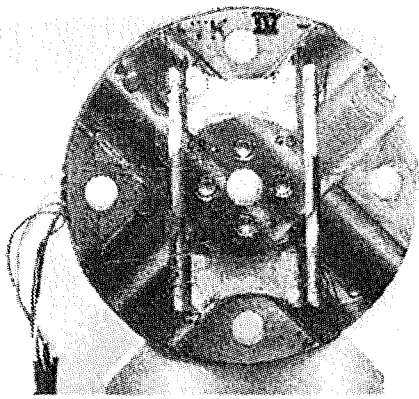


Abbildung 2: Tangentialkraft-Meßring

Für die Auslegung der DMS-Waage wurden Kraftbeiwerte aus Euler- und Navier-Stokes-Rechnungen zu Grunde gelegt. Die Geometrie der Waagenringe wurde so gewählt, daß die Entkoppelung der Einflüsse von Normal- und Tangentialkraft bzw. Torsionsmoment möglichst groß ist, damit die Interferenzen gering bleiben. Daher wurden die Meßstellen der Ringe in Form von je vier Doppelbiegebalken pro Ring ausgeführt (Abbildung 2). Der jeweils innere Ring nimmt die Normalkraft (= Auftriebskraft) auf, während die durch die Verschraubung auf den äußeren Ring übertragene Tangentialkraft (= Widerstandskraft) dort gemessen wird.

Pro Meßstelle sind vier Dehnungsmessstreifen appliziert und als Vollbrücke verschaltet. Die Signale der vier Vollbrücken eines Meßrings werden durch Parallelschaltung gemittelt. Dadurch erhält man insgesamt je ein Signal pro Seite und Kraft.

Als Werkstoff wurde ein höchstfester martensitaushärtender Edelstahl gewählt, der zugleich eine geringe Hysterese aufweist [1]. Durch die Festigkeitseigenschaften ist gewährleistet, daß sich die Verformungen stets noch im linearelastischen Bereich befinden. Sämtliche DMS-Signale werden mit einem 5 kHz-Trägerfrequenz-Meßverstärker aufbereitet und mit dem bereits erwähnten Datenerfassungssystem konvertiert und weiterverarbeitet.

Ergebnis

Die erste Kalibrationsreihe zeigt eine gute Entkoppelung von Normal- und Tangentialkraft-einwirkung bei ausreichend hohen Signalausschlägen (Abbildung 3). Die Signale des Meßverstärkers für die beiden Normalkraftmeßringe steigen linear mit der aufgebrachten Belastung der Waage in Normalkrafttrichtung, während die Tangentialkraftmeßringe praktisch keine Ausschläge zeigen. Dabei ist die Empfindlichkeit der beanspruchten Meßringe relativ unterschiedlich, was eventuell auf Ungenauigkeiten bei der Applikation der DMS zurückzuführen ist. Beim Applizieren von DMS mit Heißkleber, der aufgrund der besseren Langzeitstabilität gegenüber Kaltkleber hier gewählt wurde, ergibt sich die Schwierigkeit der exakten Positionierung während des Aushärtprozesses.

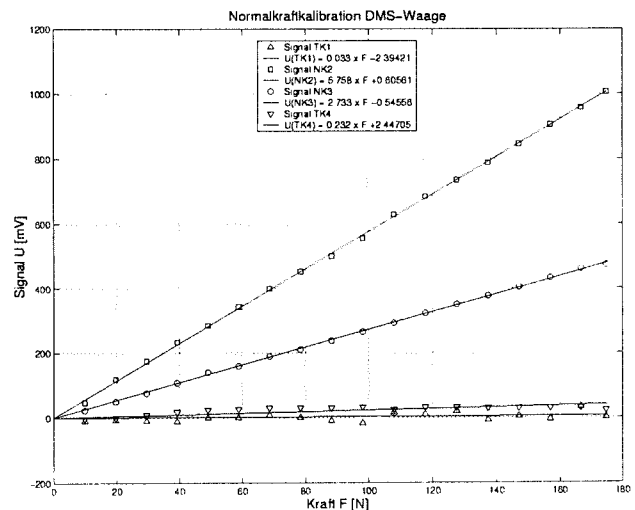


Abbildung 3: Normalkraft-Kalibration

Literatur

[1] Klaus Hufnagel, TU Darmstadt, 1998/99. Persönliche Mitteilung.

Weiteres Vorgehen

Durchführung von stationären Messungen zum Testen der Waage. Ausschwingvorgänge mit elastischer Lagerung des Flügels, erzwungene Drehschwingungen.

Datum November 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: Dipl. Ing. L. Homeier Tel. 0531/295-3340 Lars.Homeier@dlr.de
Dr. K. de Groot Tel. 0531/295-2426 Klaus.deGroot@dlr.de
Dr.-Ing. K.H.Horstmann Tel. 0531/295-2430 K.H.Horstmann@dlr.de

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon 0531/295-2431
38108 Braunschweig Telefax 0531/295-2320

weitere Partner: TU Braunschweig, Uni-Hannover, DLR Braunschweig, PTB Braunschweig
im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 420 „Flugmeßtechnik“

Thema: Integrierte Strömungssonde des Sonderforschungsbereichs 420

Ausgangssituation: Der an der TU Braunschweig, der PTB und des DLR gegründete Sonderforschungsbereich „Flugmeßtechnik“ hat das Ziel, die Genauigkeit und die Dynamik bei der Messung von meteorologisch relevanten Größen wie Windgeschwindigkeit, Dichte und Temperatur bei Flügen in dynamischer Umgebung wesentlich zu erhöhen. Die tatsächliche Windgeschwindigkeit $\vec{V}_w$ wird dabei als Differenz zwischen der Geschwindigkeit über Grund $\vec{V}_k$ und der Anströmgeschwindigkeit $\vec{V}$ des Flugzeugs bestimmt (Bild 1). Während heute die Geschwindigkeit über Grund mit Hilfe von GPS (bzw. differentielltem GPS) sehr genau gemessen werden kann, werden bei der Bestimmung des Anströmvektors im allgemeinen konventionelle Methoden angewandt. Daher kann eine Erhöhung der Meßgenauigkeit bei der Bestimmung des Windvektors nur über eine wesentlich genauere Messung des Anströmvektors erreicht werden, wobei von einer konventionellen Fünflochsonde ausgegangen wurde.

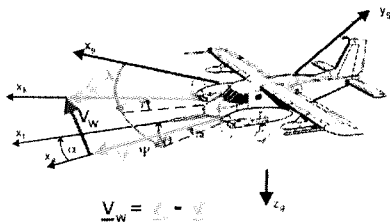


Bild 1: Prinzip der Windgeschwindigkeitsmessung

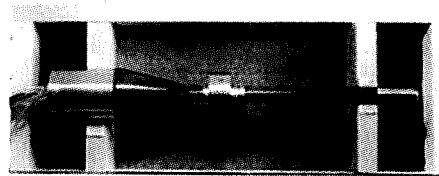


Bild 2: integrierte Strömungsvektor- und Temperatursonde

Ziel: Es wird eine deutliche Verbesserung der Genauigkeit und der Dynamik bei Messungen der atmosphärischen Zustandsgrößen (Anströmvektor $\vec{V}$, Temperatur T und Luftdichte ρ) im Flug angestrebt. Die geforderten Genauigkeiten des Anströmvektors bei $V = 50$ m/s liegen bei $|\Delta V| \leq 0,1$ m/s und $|\Delta \alpha|, |\Delta \beta| \leq 0,1^\circ$ bei einer zeitlichen Auflösung von $\Delta t \leq 20$ ms (50 Hz).

Lösungsweg: Eine integrierte Temperatur- und Strömungsvektorsonde (Bild 2) wurde durch die aerodynamische Auslegung einer Fünflochsonde, die Abschätzung des dynamischen Übertragungsverhaltens, der Entwicklung der geeigneten Druckmeßtechnik, dem Aufbau einer geeigneten Datenerfassung und einer Kalibrierung der Sonde im Windkanal entwickelt.

Ergebnis: Für die Kopfgeometrie wurde die Cassini'sche Funktion ausgewählt, die eine hohe Empfindlichkeit (d.h. große Druckdifferenzen zwischen gegenüberliegenden Bohrungen) und einen Übergang zum Sondenschaft ohne Krümmungssprung ermöglicht. Die Sonden-geometrie wurde mit FLOWer durch RANS-Rechnungen (Reynolds-gemittelte-Navier-Stokes-Gleichungen) nachgerechnet. Eine Abschätzung des dynamischen Übertragungsverhaltens (Dämpfung und Phasenverschiebung) führte zu einem adäquaten Leitungsdurchmesser. Die Druckmeßtechnik baut auf einem Vielfachdrucktransmitter auf, der nach dem ZOC-Prinzip

(Zero Operate Calibrate) arbeitet. Der Vorteil liegt in der Möglichkeit, die Druckmeßtechnik inklusive Signalkonditionierung beliebig oft zu kalibrieren, wobei eine optimale Anpassung der Kalibrierdrücke an die Meßdrücke durch den Einsatz einer Braunschweiger Düse ($c_p = -1$) und einer Pitot-Sonde ($c_p = +1$) erreicht wurde. Zusätzliche Maßnahmen am Transmitter in Form eines thermisch isolierten Gehäuses und einer geregelten Heizung führten auf eine Temperaturkonstanz von ± 1 K. Der Meßbereich wurde mit ± 5000 Pa den zu erwartenden Meßdrücken (Meßdrücke ≈ 3000 Pa bei $V = 70$ m/s) angepaßt. Die Datenerfassung erfolgt ohne Multiplexer, wodurch eine simultane Bestimmung der Größen mit bis zu 50 kHz bei einer Genauigkeit von 16 bit ($\pm 3 \cdot 10^{-5}$) möglich ist. Dabei wurde bisher statisch eine Genauigkeit von ± 2 Pa (unter Laborbedingungen) erreicht.

Die Kalibrierung wurde im 3m-Windkanal (DNW-NWB) bei sehr geringer Versperrung durchgeführt. Die neu konzipierte Fünflochsonde zeigt in weiten Bereichen eine lineare Abhängigkeit der Druckdifferenzen vom Anstell- und Schiebewinkel unabhängig von der Reynoldszahl (Bild 3). Die daraus resultierende mathematische Modellierung mittels Polynomansätzen führt zu Abweichungen für 99% der simulierten Werte wie in Tabelle 1 angegeben und den Forderungen des Sonderforschungsbereichs nahe kommen.

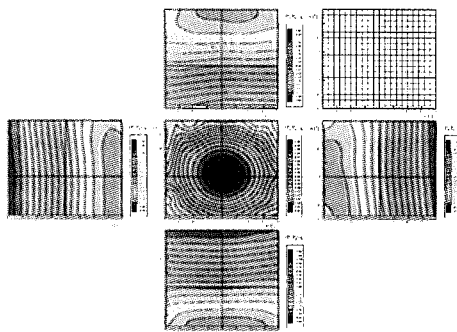


Bild 3: Druckbeiwerte der Meßbohrungen

$ \Delta\alpha [^\circ]$	$ \Delta\beta [^\circ]$	$ \Delta V_\infty \left[\frac{m}{s} \right]$	Grad
$V_\infty = 50$ m/s			
0.25	0.61	0.77	6 7 8
alle Meßwerte: Mittelwerte			
0.25	0.44	0.45	8 11
alle Meßwerte, kleine Winkel			
0.12	0.26	0.22	8

Tabelle 1: Ergebnis der Kalibrierung

Literatur:

- (1) Löser, T.: Auslegung einer integrierten Temperatur- und Strömungsvektorsonde. 1. Braunschweiger Symposium für Flugmeßtechnik, Braunschweig, 31.03. - 01.04.1998.
- (2) Löser, T., de Groot, K., Horstmann, K.H.: Design of an Integral Probe for Temperature and Flow Vector Measurement. 11. DGLR/AG STAB Symposium, Berlin, 10. - 12.11.1998.
- (3) Schänzer, G.: Der Sonderforschungsbereich SFB 420 „Flugmeßtechnik“. DGLR Meßtechnik-Symposium, Braunschweig, 1. - 2.06.1999.
- (4) Homeier, L.: Windkanaluntersuchungen an einer Fünflochsonde und Vergleich verschiedener mathematischer Methoden zur Modellierung der Kalibrierdaten. Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 1999.

weiteres Vorgehen: Verbesserungen in der Meßgenauigkeit lassen sich durch weitere Modifikationen der Geometrie des Sondenkopfs erzielen. Die hohe Genauigkeit ist durch die Anwendung optischer Methoden (LDA) zur Bestimmung der Referenzdaten zu erreichen. Systematische Fehler bei der Kalibrierung sollen durch Navier-Stokes-Rechnungen simuliert werden. Eine Verbesserung der zeitlichen Auflösung der Sonde soll durch Einbeziehen der frequenzabhängigen Abweichungen der Meßsignale in Amplitude und Phasenlage in die Ermittlung der Meßdaten erreicht werden. Zur Erhöhung der Genauigkeit wird die Eignung verschiedener Algorithmen zur Darstellung der Sondenkennfelder untersucht.

Nach Integration der Sonde in das Versuchsflugzeug müssen spezifische Kalibrierflüge durchgeführt werden.

Datum: 6. Dezember 1999

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis
Ansprechpartner
Institution
Adresse

Messtechnik
Dr. T.J. Möller, A. Wiedemann, Dr. K.A. Bütetisch
DLR, Institut für Strömungsmechanik
Bunsenstr. 10 **Tel:** 0551 709 2463
37073 Göttingen **Fax:** 0551 709 2830
 Email: Thorsten.Moeller@dlr.de

Weitere Partner

H. Hansen, DaimlerChrysler Aerospace Airbus

Thema

3D Laser Doppler Anemometer Untersuchungen an einer
Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation

Für Validierung von Turbulenzmodellen für numerischen Verfahren zur Berechnung der Strömung an Hochauftriebskonfigurationen werden experimentelle Vergleichsuntersuchungen benötigt.

Ziel

Die Strömungsgeschwindigkeit in der Nähe der Modelloberfläche eines Hochauftriebsmodells soll experimentell untersucht werden. Es ist erforderlich den dreidimensionalen Geschwindigkeitsvektor zeitaufgelöst zu messen, damit Aussagen über Schwankungsgrößen im Geschwindigkeitsfeld möglich sind. Außerdem ist es in einem Windkanal unerlässlich, eine mögliche Bewegung des untersuchten Modells während der Messung messtechnisch zu erfassen.

Lösungsweg

Mittels der Laser Doppler Anemometrie (LDA) ist es möglich, Schwankungsgrößen in einem Strömungsfeld zu ermitteln, sowie die Messung in Wandnähe durchzuführen. Die Anwendung der LDA in großen Windkanälen allerdings ist mit kommerziellen Produkten nicht möglich, deshalb kommt für die hier vorgestellten Untersuchungen ein vom DLR Göttingen entwickeltes 3D Laser Doppler Anemometer (3D LDA) zur Anwendung. Für die Messung der Modelbewegung wird ein ebenfalls vom DLR Göttingen entwickeltes Positionserfassungssystem verwendet. Mit diesem System kann die aktuelle Position des Windkanalmodells parallel mit den LDA Daten vom LDA Prozessor aufgenommen werden und entsprechend bei der späteren Auswertung berücksichtigt werden.

Ergebnis

Es wurden Messungen der Strömungsgeschwindigkeit für zwei Anstellwinkel realisiert. Zum einen für $\alpha=10^\circ$ sowie $\alpha=22^\circ$, jeweils bei einer Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 50$ m/s. Abbildung 1 zeigt ein typisches Geschwindigkeitsprofil für den Fall $\alpha=10^\circ$. Es ist deutlich der Einfluß des Nachlaufes des Hauptflügels auf der Klappe zu erkennen. Außerdem ist eine starke Dreidimensionalität der Strömung zu erkennen. Dies zeigt zum einen die Notwendigkeit ein 3D Messverfahren einzusetzen und zum anderen ergibt sich die Forderung

an die eingesetzten numerischen Verfahren zuverlässig dreidimensionale Strömungen vorhersagen zu können.

Das Windkanalmodell hat während der Messung nur eine statische Bewegung durch die aerodynamische Laser erfahren. Mögliche Bewegungen mit einer für die LDA Messungen relevanten Amplitude sind während der Messungen nicht aufgetreten. Dies konnte mit dem DLR Positionserfassungssystem gezeigt werden.

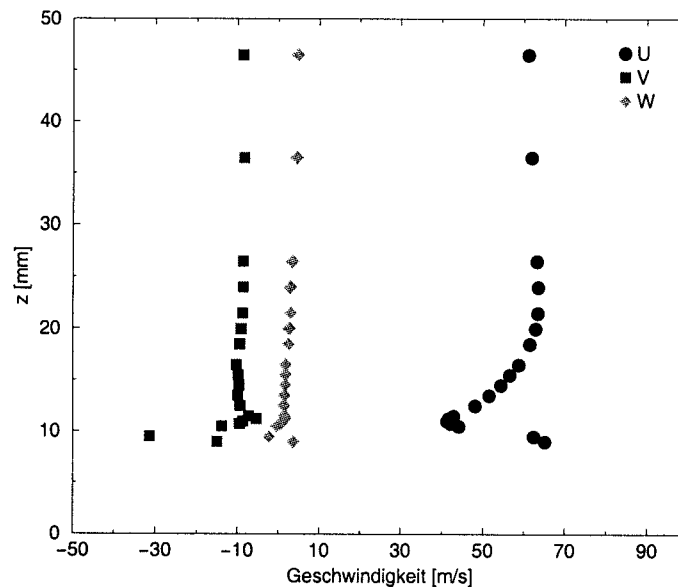


Abbildung 1: Geschwindigkeitsprofile für $U_\infty = 50 \text{ m/s}$

Literatur

Erickson, G.E.: High angle of attack aerodynamics, Annual. Rev. Fluid Mech., 27, pp. 45-88, 1995

Seelhorst, U., Bütefisch, K.A., Sauerland, K.H.: Three component Laser-Doppler Anemometer development for large wind tunnel. ICIASF'93 record, 33.1-33.7, 1993.

Möller, T.J., Wiedemann, A., Bütefisch, K.A., Micheli, F., Scholz, D., Sjörs, K.: Application of 3 component Laser-Doppler Velocimetry in transonic flow over a Delta Wing, ICASF'99 record, 14.1-14.6, 1999.

Grauer-Carstensen, H.: A Versatile Model Monitoring System, Rev. Sci. Instrum., 65 (2), 481-484, 1994

Weiteres Vorgehen

Die erhaltenen LDA Daten werden mit Resultaten numerische Berechnungen, die von DLR EA, von der TU Berlin, sowie von DaimlerChrysler Aerospace Bremen durchgeführt werden, verglichen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Anlagen

Ansprechpartner: Dr. G.Hefer, M. Wright

Institution: ETW GmbH

Adresse: Ernst-Mach-Strasse
51147 Köln

Telefon: 02203-609-120
Fax: 02203-609-241
E-mail: gh@etw.de
mcw@etw.de

Thema: Erste Halbmodellmessungen im ETW

Ausgangssituation: Für den ETW[1] wurde eine externe Waage mit Drehscheibe entwickelt und gebaut. Die bei Raumtemperatur betriebene Waage befindet sich in der Oberwand der Meßstrecke und kann ein Halbmodell aufnehmen, dessen Flügel vertikal angeordnet ist.

Ziel: Die Inbetriebnahme der Waage erfolgte mit Hilfe eines einfachen, ETW-eigenen Probemodells. Zur weiteren Validierung der Halbmodellordnung sind Vergleichsmessungen mit einem bekannten Modell geplant. Ziel ist die Qualifizierung für Kundenmessungen.

Lösungsweg: In den Jahren 1994/95 wurde zunächst die Interferenz der Tandemanordnung Flügel/Schwert untersucht. Es stellte sich heraus, daß der Vorwärts-Einfluß des Schwertes auf den Flügel korrigierbar ist.

Die externe Waage wurde im Jahre 1995 bei einem namhaften Hersteller in Auftrag gegeben. Erhebliche Schwierigkeiten bei der Fertigstellung führten 1998 zur Auflösung des Vertrags. Der ETW setzte die Arbeiten mit einem teilweisen Neubau und der Modifizierung einiger Komponenten fort. Die Waage wurde im Frühjahr 1999 kalibriert und danach mehreren Kältetests unterzogen. Gleichzeitig wurden Untersuchungen im PETW zur Bestimmung der besten Wandkonfiguration durchgeführt. Es stellte sich heraus, daß für Halbmodellmessungen mit hängendem Modell geöffnete Seitenwandschlitze und geschlossener Boden die optimale Meßstreckenkonfiguration darstellen.

Ergebnis:

Die ersten Messungen im Windkanal wurden mit einem eigens für diesen Zweck hergestellten Inbetriebnahme-Modell durchgeführt. Die Erfahrungen aus diesen Messungen führten zu einigen Modifikationen an der Abdichtung zwischen Waage und Windkanal. Die kürzlich erzielten Ergebnisse von Temperaturmessungen im Waagengehäuse sowie von aerodynamischen Messungen zeigen eine sehr gute Temperaturstabilität und Wiederholgenauigkeit. Das Diagramm zeigt die erste und letzte Polare eines Testlaufs bei $T_t = 120\text{K}$ und $p_t = 300\text{ kPa}$. Auch die Genauigkeiten bei mittelfristigen und langfristigen Wiederholungen liegen im Bereich von 2 Dragcounts.

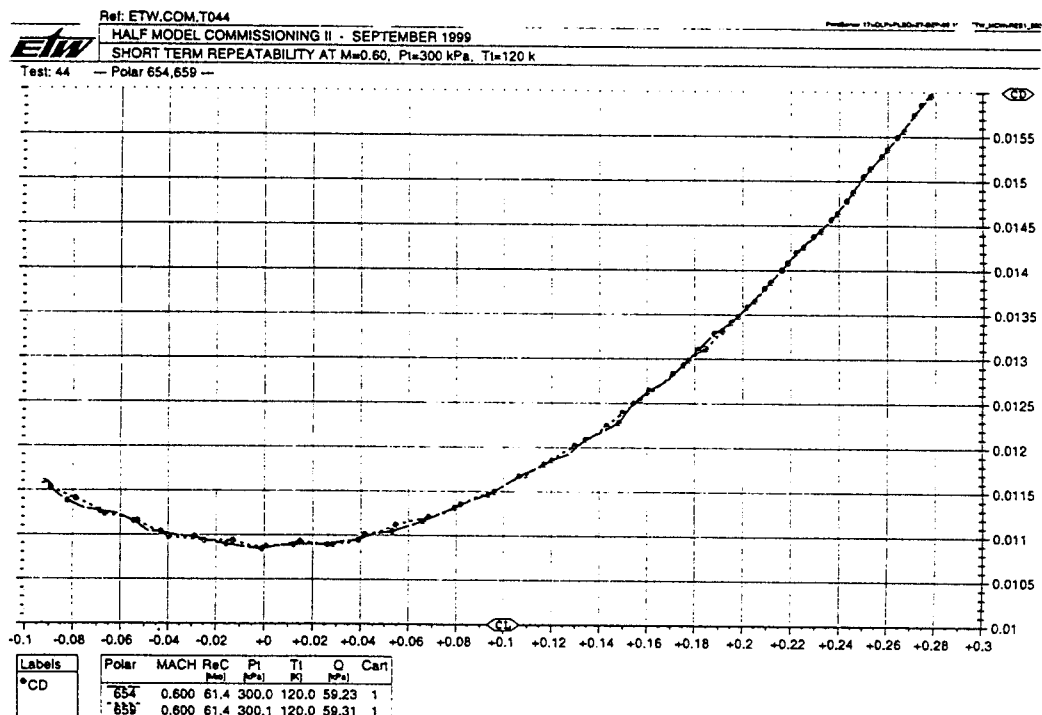


Bild 1: Wiederholgenauigkeit bei Messungen mit der ETW-Halbmodellwaage

Literatur: [1] Saunders, T.B., The European Transonic Windtunnel - Testing at Flight Reynolds Number, AIAA 96-0227

weiteres Vorgehen: Nach der Validierung der Halbmodelleinrichtung soll die bereits vorgesehene Durchführung für Preßluft zum Antrieb von TPS weiterentwickelt und in Betrieb genommen werden.

Mitteilung

Fachgruppe/ Anlagen
Fachkreis

Ansprechpartner: Dr. Martin Hepperle

Institution: DNW-NWB (Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig)

Adresse: DNW-NWB Telefon: 0531 295 2461
Lilienthalplatz 7 Fax: 0531 295 2829
38108 Braunschweig e-mail: Martin.Hepperle@dlr.de
WEB: <http://beadec1.ea.bs.dlr.de/NWB/>

weitere Partner: DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
DNW-LLF, NLR-ECF

Thema: Die Anlagen des NWB zur Triebwerkssimulation.

Ausgangssituation:

Die am NWB bereits vorhandenen, umfangreichen Anlagen zur Erzeugung von Unter- und Überdruck für die Triebwerkssimulation waren für die Anforderungen des TPS-Betriebs nicht leistungsfähig genug.

Ziel:

Ausbau der Anlagen zur Abdeckung von Kundenforderungen zur Simulation von Strahltriebwerken mit Hilfe von durch Druckluft angetriebenen Triebwerkssimulatoren (TPS).

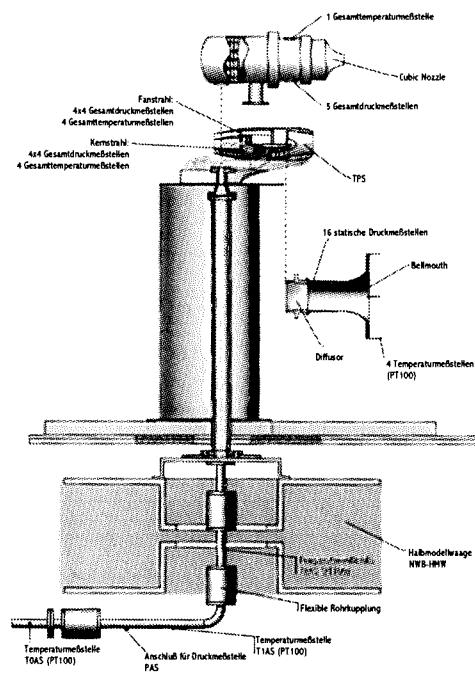
Lösungsweg:

Als Ergänzung der vorhandenen Anlagen wurden ein Kolbenkompressor mit Trockner, Lufterhitzer und Meßstrecken zur Bestimmung des Massenstroms installiert. Außerdem wurde eine neue, reaktionsarme Luftdurchführung („Luftbrücke“) für die Halbmodellwaage sowie ein Paar von Luftbrücken für Ganzmodelle ausgelegt und gefertigt. Neben Messungen an Ganz- und Halbmodellen wurden Versuche mit isolierten Triebwerkssimulatoren durchgeführt, mit denen die Präzision der verwendeten Meßtechnik nachgewiesen werden konnte. Außerdem war damit eine kritische Überprüfung der verwendeten Kalibriermethode (Eich-tank ECF des NLR) möglich.

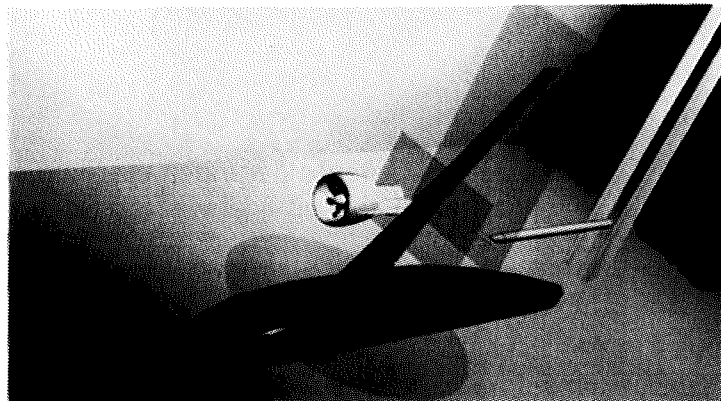
Ergebnis:

Am NWB steht jetzt eine Druckluftanlage zur Verfügung, mit der ein TPS mit einem Massenstrom von bis zu 1.8 kg/s an einem Halbmodell oder zwei kleinere Simulatoren an einem Ganzmodell betrieben werden können. Die verfügbaren Luftbrücken haben sich in verschiedenen Meßkampagnen gut bewährt. Mit der verfügbaren Meßtechnik lassen sich sehr gute Ergebnisse erzielen.

AG STAB



Isoliertes 4.2" TPS auf der Halbmodellwaage.



Nachlaufmessung mit PIV und Mehrlochsonde am DLR-Modell ALVAST mit ultra-high bypass ratio Simulator CRUF.

weiteres Vorgehen:

Für bestimmte Versuche mit Ejektor- oder Ausblasetriebwerken ist der im Modell zur Verfügung stehende Druck zu gering. Hier sollte durch Verringerung von Druckverlusten im Bereich der Massenstrombestimmung eine Erweiterung des Einsatzbereichs erfolgen. Denkbar wäre z.B. der Einsatz alternativer Meßtechniken zum Ersatz der überkritischen Venturidüsen. Das Regelkonzept für mehrstrahlige Modellkonfigurationen soll durch weitere Automatisierungsmaßnahmen überarbeitet werden, damit eine raschere Einstellung und Reproduktion von Parametern möglich wird.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Anlagen

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

weitere Partner: Hauptabteilung Windkanäle, DLR Göttingen
Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig.

Thema: Qualität der Überschallströmung im Rohrwindkanal des DLR in Göttingen nach der Nachbearbeitung der „M = 3“- Düse.

Ausgangsposition:

Bei wachsenden Anforderungen an die Qualität der Windkanalmessungen, besonders bei Untersuchungen zur Instabilität und Transition der Grenzschichten, wurden einige Schritte zur Verbesserung der Strömungsqualität im RWG bei Überschallgeschwindigkeiten unternommen. So wurde die Kontur der Düse „M = 3“ aufwendig ausgebessert und der Übergang zwischen dem Speicherrohr und dieser Düse neu ausgeführt.

Ziel:

Es soll eine Neueichung des Rohrwindkanals, sowie Untersuchungen des Einheits-Reynoldszahleffektes bei $M = 3$ durchgeführt werden.

Lösungsweg:

Es sollen Messungen der Machzahlverteilungen im leeren Kanal, sowie Strömungssichtbarmachungen und Transitionsuntersuchungen an einigen Eichmodellen im gesamten Speicherdruckbereich vorgenommen werden.

Ergebnis:

Nach der Nachbearbeitung der $M_\infty = 3$ Düse des RWG wurden neue Eichmessungen des leeren Windkanals durchgeführt. Die Messungen umfaßten die Ermittlung der örtlichen Machzahlverteilung in der Meßstrecke und deren Abhängigkeit vom Speicherdruck bzw. von der Einheits-Reynoldszahl. Die mittlere Machzahl in den drei gemessenen Meßschnitten entlang der Meßstrecke ist praktisch konstant und steigt mit dem Erhöhen des Speicherdruckes leicht an (Bild 1). Die Standardabweichung M_{rms} der Machzahl (örtliche Schwankung um die mittlere Machzahl im Meßschnitt) liegt unter 0.01 ($M_{rms} / M_\infty < 0.33 \%$) und ist unabhängig vom Speicherdruck.

Durchgeführte Schatten- und Schlierenaufnahmen der Strömung in der Nähe eines Testmodells zeigten eine sichtbare Verbesserung der Strömungsqualität durch eine deutliche Reduzierung der Störmuster im Bild.

Im letzten Abschnitt der Düseneichung wurden Transitionsuntersuchungen in der Meßstrecke durchgeführt. Dabei wurden Wandschubspannungsmessungen an einer ebenen Platte mit Hilfe der Oil-Interferometry Skin Friction - Meßtechnik (Bild 2), sowie Sichtbarmachungen des Wärmeübergangs an einem spitzen Kegel durchgeführt. Der Vergleich der gewonnenen Ergebnisse mit denen aus anderen

Datum: 07.04.00

AG STAB

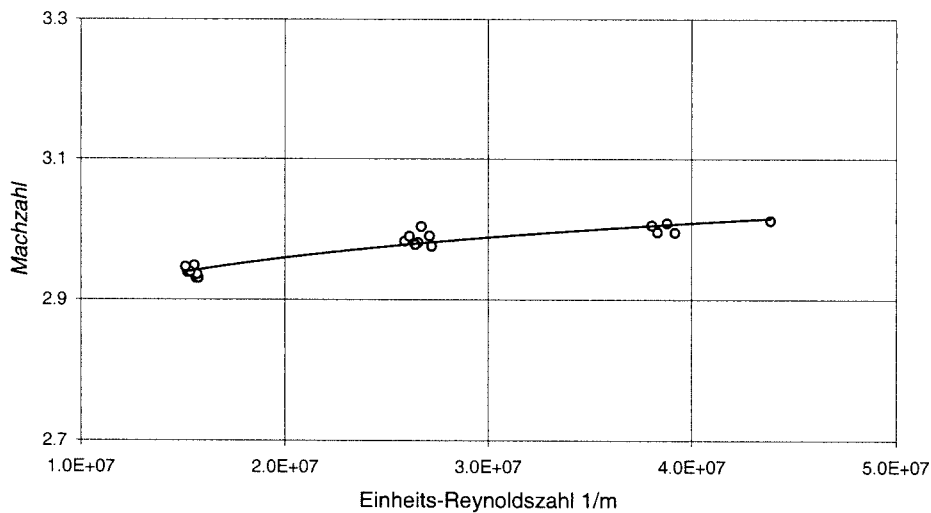


Bild 1. Abhängigkeit der mittleren Machzahl von der Einheits-Reynoldszahl in der Düse $M = 3$

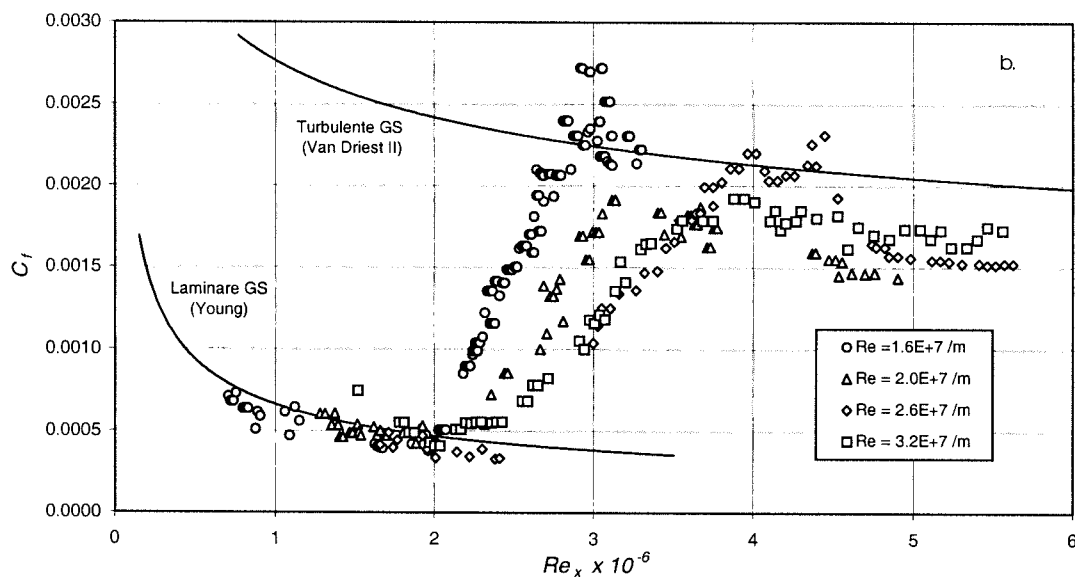


Bild 2. Verteilung des Reibungsbeiwertes an einer ebenen Platte bei $M_\infty = 3$ im RWG

Kanälen bestätigt, daß die Strömungsqualität des Rohrwindkanals nach den Verbesserungsmaßnahmen an der $M_\infty = 3$ Düse zufriedenstellend ist. Den Kanal kann man allerdings nicht als besonders „ruhigen“ bezeichnen, da die Transitions-Reynoldszahlen am durchschnittlichen Wert der anderen Windkanälen liegen und immer noch wesentlich niedriger als in Freiflugversuchen sind. Bei zukünftigen Transitionsuntersuchungen wäre es sinnvoll, eine Voruntersuchung des Einflusses der Modellschwingungen, die beim Start des Kanals auftreten, auf das Phänomen einzuplanen.

Literatur:

1. Schüle E. Qualität der Strömung nach der Nachbearbeitung der Überschalldüse „ $M = 3$ “ des Rohrwindkanals des DLR in Göttingen, DLR IB 223 - 99 A 12, Göttingen, 1999.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Abegg 78
Alewelt 104
Augustin 80

Bader 51
Bao 162
Becker 105
Bernsdorf 200
Bertolotti 164
Bieler 82
Bippes 78, 192
Birkemeyer 31
Boiko 166
Bonfigli 84
Bramkamp 202
Breitsamter 53
Brenner 200
Breuer 206
Brix 217
Brodbeck 117
Brück 119
Bütefisch 224
Burkhardt 218
Buschmann 168

Carstens 215

Dallmann 57, 162, 172, 174, 176, 184, 198
Dierks 33
Dinata 218
Durst 206

Eggers 121
Esch 66, 68
Eulitz 215
Evert 170

Faden 204
Fezer 123
Fischer 204
Forkert 204
Frahner 172
Franke 35
Frühauf 125
Funk 70

Gaisbauer 158
Gernhardt 102
Giese 119
Glück 206
Gmelin 86
Gölling 174
de Groot 222

Grosche 51, 170, 184, 190
Gruhn 130
Gülhan 126

Hamm 200
Hannemann, K. 146
Hannemann, V. 128
Hefer 226
Hein 176
Henckels 130, 132
Henkner 63
Hepperle 228
Herr 88
Hillenherms 220
Höhler 90
Homeier 222
Horstmann 222
Hübner 37
Hummel 33, 55

Jacobi 70
Janke 178

Kalavrianos 92
Kloker 84, 98, 107, 113, 123
Knauss 158
Koch 180
Koppenwallner 156
Koudriavski 204
Kreplin 39, 90
Krißler 41
Kroyer 72
Krumbein 208

Lammers 200
Lang 182
v. Lavante 210
Lieser 212
Longo 134
Lu 184
Lüdecke 134, 136
Lutz 70

Magagnato 186
Maucher 94
Meier, GEA 184
Meijering 96
Meinert 188
Mertens 43
Messing 98
Meyer, 100

Möller 224
Müller, J. (Braunschweig) 55
Müller, J. (München) 152
Mundt 212

Nastase 74
Neubacher 132
Neuwerth 217
Nitsche 102, 111, 138, 218
Noelle 213
Nürnberger 215

Özger 49
Olivier 140
Opfer 190
Orlowski 119

Pagella 142
Pechloff 61
Peltzer 102
Peters 37
Plähn 146
Pöthke 192

Radespiel 136
Reckzeh 45
Reimann 144
Reyer 138
Richter 47
Rist 80, 86, 94, 100, 115, 142, 182
Ronneberger 170, 190
Rosemann 31, 47
Rosenhauer 146
Rütten 57
Rung 35

Schell 49
Schmitt 215
Schramm 148
Schrauf 104
Schreiber 204
Schüleln 150, 230
Schütte 59
Seiler 76
Sickmüller 61
Srulijes 76
Stahl 105
Stanewsky 31
Staudacher 152
Stemmer 107
Stock 109
Stolte 194
Strietzel 204
Sturzebecher 111

Tarfeld 68
Theofilis 196
Thiele 35
Tiedemann 65
Ting 154

Verma 156

Wagner, S. 70, 80, 86, 88, 94, 100, 107,
115, 123, 142, 158, 182
Wagner, C. 172, 198
Wassermann 113
Weiland 160
Weishäupl 61
Weiss 158
Wiedemann 224
Wins 204
Wörner 115
Wright 226
Würz 88

Zeiser 200