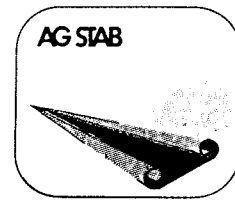


AG STAB



JAHRESBERICHT

1997

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
Tagungsband des 10. DGLR/AG STAB-Symposium	17
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	18
„Call for Papers“ Symposium 1998	21
Statistik zu den „Mitteilungen“	22
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	23
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	28
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	236

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 105 "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 28 bis 35), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträgen zu den Fachkreisen sind in drei Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α, β -tisch nach Verfassern sortiert. Seite 22 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf den Seiten 236 und 237 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

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

Wichtig:

Die Jahresberichte werden nur noch an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **1998**, 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 230 Exemplaren. Einige Restexemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Göttingen, im Mai 1998

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 1998"

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 Finanziere setzen diese Kooperationsbereitschaft inzwischen aber auch voraus. Da dieser Leitgedanke der AG STAB dadurch inzwischen anderweitig verfolgt wird, konzentriert sie sich mehr auf fachliche Veranstaltungen.

Die öffentlichkeitsrelevanten wissenschaftlichen Aktivitäten spiegeln sich in der nachfolgenden chronologischen Entwicklung wider:

- DGLR-Symposium "Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der Strömungsmechanik und Aerodynamik in der Bundesrepublik Deutschland" Bonn, 29.11. - 01.12.1978
- "Gespräch über Strömungsforschung in Deutschland" Ottobrunn, 30.01.1979
- DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung" München, 19./20.09.1979
- "Memorandum über zukünftige nationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" Oktober 1979
- DGLR-Programm-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Bonn, 30.06./01.07.1980

- Programmpräsentation anläßlich
der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980

- Programm der Arbeitsgemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung" September 1980

- Programmpräsentation im Bundes-
ministerium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981
- 3. DGLR-Fachsymposium
"Strömungen mit Ablösung" Stuttgart, 23.-25.11.1981

- Konstituierung des Kuratoriums
und Neuorganisation der Arbeits-
gemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982

- Konstituierung von Programm-
Leitung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982

- Erfassung STAB-relevanter Aktivi-
täten in der Bundesrepublik
Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982

- Fachtagung anläßlich der ILA '82
"Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982

- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07./08.03.1983

- 4. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Göttingen, 10.-12.10.1983

- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984

- Neue Impulse für die Strö-
mungsforschung und Aerody-
namik -; Vortrag von H.-G.
Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01.-03.10.1984

- 5. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" München, 09./10.10.1986

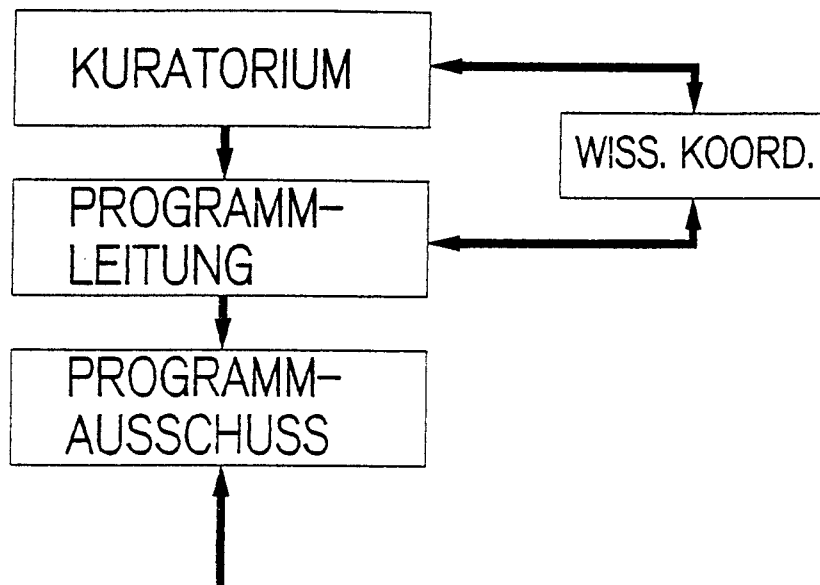
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10./11.11.1987

- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik"	Markdorf, 18./19.10.1988
- 6. DGLR-Fach-Symposium	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
- 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
- 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

Vorschau:

- 11. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung"	Berlin, 10.-12.11.1998
- Kurs "PIV"	Göttingen, 01.-03.03.1999
- 9. STAB-Workshop	Göttingen, November 1999

Organigramm



Fachkreise	Projekt- gruppen	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügel und Rotoren	Stumpfe Körper/ Rümpfe	Laminarhaltung von Tragflügeln	Hyperschall
Physikalische Grundlagen							
Mathem. 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	(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	(DB Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer	(DLR, Köln)
NN	(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Prof. Dr. Ballmann	(RWTH, Aachen)
	Tel.: 0241 / 804636; Fax: 0241 / 8888126
Dr. G. Eitelberg	(DNW, Emmeloord)
	Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Dr. Hennig	(DB Aerospace, München)
	Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461
Dipl.-Ing. Hilbig	(DB Airbus, Bremen)
	Tel.: 0421 / 538-2751; Fax: 0421 / 538-5034
Dr. John	(DB Aerospace, München)
	Tel.: 089 / 607-24911; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. Körner	(DLR, Braunschweig)
	Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)
	Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270
Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)
(Stellv. Sprecher)	Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. Oertel	(Universität Karlsruhe)
	Tel.: 0721 / 608-2368; Fax: 0721 / 696727
Dipl.-Ing. Polz	(Eurocopter, München)
	Tel.: 089 / 6000-3658; Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. B. Wagner	(Dornier, Weßling)
	Tel.: 08153 / 302-953; Fax: 08153 / 302-657
Dr. Weiland	(DB Aerospace, München)
	Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-21118

Stand: April 1998

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung

Prof. Dr. Thiede (DB Aerospace, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3671; Fax: 0421 / 538-4486

Flügel kleiner Streckung

Dipl.-Ing. Cucinelli (DB Aerospace, München)
Tel.: 089 / 607-29172; Fax: 089 / 607-29766

Drehflügler und Rotoren

Prof. S. Wagner (Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438

Stumpfe Körper/Rümpfe

Dr. Hennig (DB Aerospace, München)
Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461

**Laminarhaltung von
Tragflügeln**

Dr. Redeker (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2960; Fax: 0531 / 295-2962

Hyperschall

Prof. Dr. Hirschel (DB Aerospace, München)
Tel.: 089 / 607-24904; Fax: 089 / 607-29766

Fachkreise

Physikalische Grundlagen

PD. Dr. Dallmann (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2442; Fax: 0551 / 709-2270

**Mathematische Grundlagen/
Numerische Simulation**

Prof. Dr. Kröner (Universität Freiburg)
Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632
Dr. Kordulla (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270

Meßtechnik

Dr. Bütefisch (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2460; Fax: 0551 / 709-2830

Anlagen

NN

Wissenschaftlicher Koordinator

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

AG STAB-Schwerpunktthemen

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

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

(DB Airbus, Bremen)
(DLR, Göttingen)
(TU München)

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

- Strömungssimulation mit Hochleistungrechnern (bis 1995)
- Beeinflussung und Steuerung turbulenter Grenzschichten
- Transition
- Wirbel- und Wärmeübertragung
- Strömungsmechanische Grundlagen der Durchflußmessung

Prof. Krause, Ph.D.

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Fernholz

(TU Berlin)

Prof. Dr. S. Wagner

(Universität Stuttgart)

Prof. Dr. Fiebig

(Universität Bochum)

Prof. Dr. Merzkirch

(Universität-GH-Essen)

DFG-Innovations-Kolleg

- Magnetofluidodynamik (MFD) elektrisch leitfähiger Flüssigkeit

(TU Dresden)

DFG: Deutsch-Französische Gemeinschaftsprogramm

- Numerische Strömungssimulation/
Simulation Numerique Ecoulements

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

(RWTH Aachen/Universität Marseille)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Transatmosphärische Flugsysteme
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme

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

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

DFG-Paketantrag zum Gemeinschaftsprojekt

- Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Freiflug (bis 1995; Weiterführung unter "Transition")

Prof. Dr. Nitsche

(TU Berlin)

Stand: Mai 1997 (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,

allerspätstens aber bis Mitte März 1999,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

Kopieren Sie sich bitte zu diesem Zweck die folgenden beiden
Blanko-Seiten.

Bitte halten Sie sich an das vorgegebene Raster - vor
allen Dingen bezüglich der Vorgabe von 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

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

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung.

Tel.: 0551/709-2108

Fax : 0551/709-2135

e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner:

Institution:

Adresse:

Telefon:

Telefax:

e-mail:

weitere Partner:

Thema:

Ausgangssituation:

Ziel:

Lösungsweg:

Ergebnis:

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur:

weiteres Vorgehen:

Datum:

AG STAB

Verlag Vieweg
Postfach 1546
D-65005 Wiesbaden
Tel. 06 11 / 78 78-394
Fax 06 11 / 78 78-451



New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics

Contributions to the
10th AG STAB/DGLR Symposium
Braunschweig, Germany 1996

edited by Horst Körner and Reinhard Hilbig

1997. xii, 426 pp. (Notes on Numerical Fluid Mechanics; ed. by
Hirschel, Ernst H./ Fujii, Kozo/ Leer, Bram van/ Morton, Keith W./
Pandolfi, Maurizio/ Rizzi, Arthur/ Roux, Bernhard) Vol. 60.
Hardcover. DM 248,-
ISBN 3-528-06960-0

This volume contains the papers of the 10th 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 project work in numerical and experimental fluid mechanics 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.

TABLE OF CONTENTS

issue

2

1998

R. Coccioli, G. Pelosi, R. Ravanelli
A mode matching-integral equation technique for the analysis and design of corrugated horns.

P.J. Coelho, N. Duic, C. Lemos, M.G. Carvalho
Modelling of a solid fuel combustion chamber of a ramjet using a multi-block domain decomposition technique.

R. Hentschel
The creation of lift by sharp-edged delta wings. An analysis of a self-adaptive numerical simulation using the concept of vorticity content.

G.A. Gerolymos, J.P. Bréus
Computation of unsteady nozzle flow resulting from fluctuating back-pressure using Euler equations.

H. Riedel, A Ronzheimer, M. Sitzmann
Analysis of the static pressure distribution on a laminar flow nacelle based on Euler calculations and flight measurements.

J. Delfs, H. Heller
Aeroacoustics research in Europe - 1996 highlights.

S U B S C R I P T I O N I N F O R M A T I O N

Aerospace Science and Technology 1998 - Vol 2 - 8 issues - ISSN 1270-9638

France: FF 1210

EU*: FF 1210

LU **: FF 1185

Rest of the world: FF 1430

North, Central and South America: US\$ 273

All prices include air delivery

* Customers resident in the EU (European Union) are liable for VAT (2,1 %)

** Customers must supply their VAT number with their order. (VAT registration N°.....)

Special rates apply for members of ONERA, DLR, DGLR please contact your society.

Publications Elsevier - Subscription Department

Head Office : 141, rue de Javel

Postal address : 23, rue Linois - 75724 Paris cedex 15 - France

Tel.: +33 (0)1 45 58 90 67 Fax: +33 (0)1 45 58 94 24

Aerospace Science and Technology

*A leading
aerospace
research
journal
in Europe*



Aerospace Science and Technology

Editors-in-chief
Ingénieur Général Jean Carpentier (ONERA)
Professor Fred Thomas (DLR/DGLR)

Managing editors
Dr Khoa Dang-Tran (ONERA)
e-mail: dang@onera.fr
Dr Hajo Heinemann (DLR)
e-mail: hajo.heinemann@dlr.de

Weiter Auskünfte, insbesondere auch über
die Veröffentlichungs-Modalitäten, erhalten Sie
auch über die Geschäftsstelle der AG STAB!

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

A binational editorial team

The merger of *La Recherche Aérospatiale*
and *ZFW (Zeitschrift für Flugwissenschaften
und Weltraumforschung)*,
both leading journals in France and
Germany, gives birth to

Aerospace Science and Technology.

Published by a binational editorial team
under the auspices of the national research
establishments ONERA and DLR,
in cooperation with DGLR.

Aerospace Science and Technology

welcomes papers from all over the world.

It proposes articles of outstanding
scientific quality and actuality like
condensed versions of recently finished
PhD-theses from both organizations.

Each article is reviewed by two referees.

TABLE OF CONTENTS

issue

I

1998

H. Riedel, K.-H. Horstmann, A. Ronzheimer,
M. Sitzmann

Aerodynamic design of a natural laminar flow nacelle and
the design validation by flight testing.

M. Do Khac, C. Basdevant, T. Hiép-Lê, K. Dang-Tran
Topological and dynamical analysis of a three-dimensional
mixing-layer.

K. Koenig, G. Müller, U. Grahmann

Some remarks on the acoustic fatigue of aluminium
skin-stringer structures with either integrally milled or
rivetted edge reinforcements.

G. Casalis, J.-C. Robinet

Linear stability analysis in transonic diffuser flows.

G. Sachs

Path-attitude decoupling and flying qualities implications in
hypersonic flight.

R. Bur, J. Détery, B. Corbel, D. Soulevant, R. Soares

A basic experimental investigation of passive control
applied to a transonic interaction.

CALL FOR PAPERS

11. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB

vom 10. - 12. November 1998, Technischen Universität Berlin

Bevorzugt berücksichtigt werden strömungsmechanische Beiträge zu den Themenstellungen der AG STAB-Projektgruppen und Fachkreise, insbesondere auch solche zu den Themen aus den Verbundprojekten des Luftfahrtforschungs-Programms der Bundesregierung und der Deutschen Forschungsgemeinschaft:

- o Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration
 - o Numerische Simulation
 - o Experimentelle Simulation und Versuchstechniken
 - o Laminarhaltung und Transition
 - o Turbulenzforschung
 - o Drehflügler aerodynamik
 - o Hyperschallaerothermodynamik

Die begutachteten Beiträge werden in einem zitierbaren Tagungsband veröffentlicht.
Das Manuskript ist spätestens zur Tagung vorzulegen, um die Zeit bis zur Veröffentlichung kurz zu halten.

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

12. Juni 1998

an:

Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche
Institut für Luft- und Raumfahrt
TU Berlin
Marchstraße 14; Sekr. F2
D - 10587 Berlin

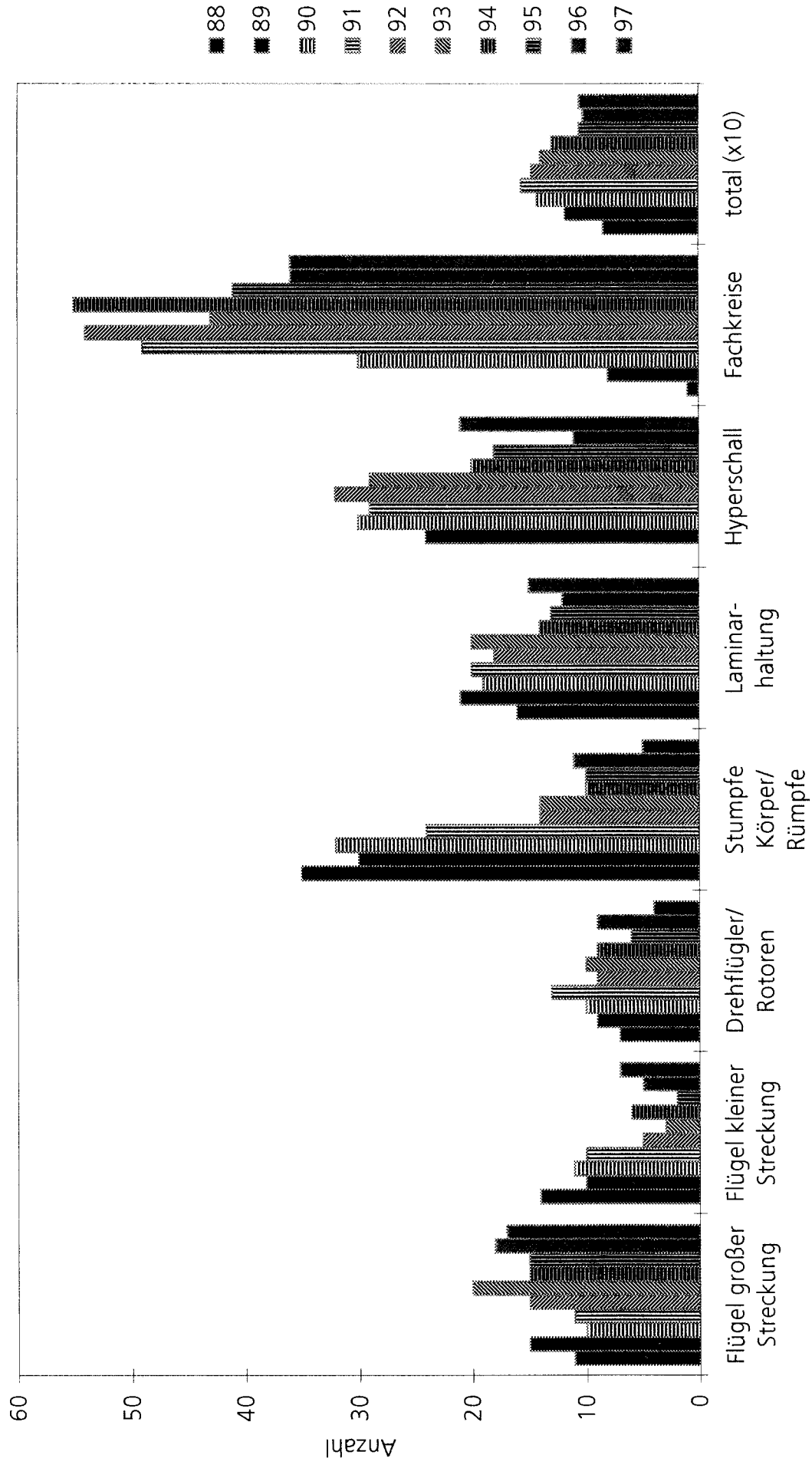
Tel.: 030 / 314-24449; Fax : -22955

e-mail: W.Nitsche@ILR.TU-Berlin.de

Siehe auch: <http://hyperg.kp.dlr.de/blackboard/CFP/Stab.html>

Für Rückfragen steht Ihnen auch gerne die Geschäftsstelle der AG STAB, c/o DLR, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Tel.: 0551/709-2108; Fax.: -2135, e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de zur Verfügung.

Statistik "Mitteilungen": 1988, ff





STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

JAHRESBERICHT 1997

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 8. STAB-Workshops gegeben, der vom 11.-12. Nov. 1997 in Göttingen stattfand. Im Mittelpunkt des Interesses standen die Schwerpunktthemen "Reduktion aerodynamischer Widerstand (RAWID)" und "Hochauftriebskonzepte (HAK)" des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms des BMBF sowie entsprechende Grundlagenthemen. Daneben wurde über laufende Forschungsprojekte im Rahmen des 4. Rahmenprogramms der EU berichtet. Die Technologievorhaben, die in einem engen Verbund von Luftfahrtindustrie, DLR und Hochschulen durchgeführt werden, sind zum großen Teil auf Anwendungen beim künftigen Megaliner (A3XX) ausgerichtet.

Die Arbeiten im Technologievorhaben RAWID umfassen Verfahren zur verbesserten numerischen und experimentellen Simulation und zur Konfigurationsoptimierung sowie die Entwicklung von Technologien zur Widerstandsreduktion. Im Bereich der numerischen Simulation konzentrieren sich die Arbeiten auf die Weiterentwicklung des 3D Navier-Stokes Systems MEGAFLOW zur Berechnung komplexer Transportflugzeugkonfigurationen. Für die Code-Validierung besteht ein Mangel an entsprechend qualifizierten Experimenten. Detaillierte 3D Validierungsexperimente sind meist nur in internationaler Kooperation (EU-Projekte, GARTEUR) durchführbar. Einen hohen Stellenwert hat im Rahmen des Forschungsvorhabens RAWID die Entwicklung neuer Technologien zur Widerstandsreduktion (u.a. variable Wölbung, Laminarhaltung, Stoßkontrolle, Turbulenz- und Ablösekontrolle). Während bei einigen Technologien (z.B. variable Wölbung) die Implementierung in die Flügelstruktur im Vordergrund steht, befinden sich andere Technologien (z.B. Turbulenz- und Ablösekontrolle) noch im Vorfeld der Anwendung. Über die Aktivitäten zur Laminartechnologie wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Untersuchungen zur Anwendung der variablen Wölbung und der Stoßkontrolle wurden im Rahmen des DB-Projektes ADIF bzw. des EU-Projektes EURO-SHOCK II durchgeführt.

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

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

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

Jahresbericht 1997 für die STAB-Projektgruppe
'Flügel kleiner Streckung'

Beim 8. STAB-Workshop am 11.-12.11.97 in Göttingen wurden nur drei Beiträge zum Thema 'Flügel kleiner Streckung' angemeldet. Alle Vorträge stammen von Mitgliedern der DLR in Braunschweig. Die in Aussicht gestellten Vorträge der Industrie wurden zurückgezogen. Die gemeldeten Vorträge befassten sich mit den Themen :

- Instationäre Strömungen
- Analyse , Optimierung und Entwurf von Überschallflugzeugen

Die geringe Anzahl der Beiträge führte zur Entscheidung, keine eigene Tagungsgruppe zum Thema 'Flügel kleiner Streckung' für den 8. Workshop auszuweisen. Die genannten Vorträge wurden deshalb in anderen Gruppen untergebracht. Ähnliches sollte für das laufende Jahr in Betracht gezogen werden, falls sich die Situation nicht ändert.

Von besonderer Bedeutung erscheint das Thema 'Instationäre Strömungen', welches auch in anderen Projektgruppen bearbeitet wird und den zentralen Punkt der Projekte 'TA15' und 'AEROSUM' darstellt. Ähnlich verhält es sich mit den zu erwartenden Aktivitäten am Forschungsflugzeug 'X31'. Hier sollte auch der Aspekt der interdisziplinären Koppelung deutlicher werden, der in der Entwicklung von Flugzeugen eine immer wichtigere Rolle spielt.

Es besteht deshalb die Hoffnung, daß in den nächsten Jahren wieder verstärkt Themen für die Projektgruppe 'Flügel kleiner Streckung' angemeldet werden.

Cucinelli

Ottobrunn 11.03.98

STAB - Projektgruppe „Stumpfe Körper / Rümpfe“

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

Entsprechend den derzeitigen Finanzierungsproblemen und dem massiven Personalabbau in der Industrie sind die projektnahen Untersuchungen zum Thema "Flugkörper / Rümpfe" in den letzten Jahren gegenüber früher erheblich zurückgegangen, vor allem bei der ursprünglichen Kernaktivität, den Flugkörpern. Aber auch für die anderen Projektschwerpunkte der Gruppe - stumpfe Körper (z.B. mit kreisförmigem Querschnitt), Gebäude, Wasserfahrzeuge, Schienenfahrzeuge und KFZ - läßt sich ein Rückgang der Beiträge beobachten. Teilweise liegt dies ebenfalls an den geringen Budgets, die nur noch eingeschränkte Entwicklungsaktivitäten und Grundsatzuntersuchungen erlauben, teilweise jedoch auch daran, daß offensichtlich viele Untersuchungen aus den Hochschulen und Instituten von den Bearbeitern eher den Bereichen Grundlagen, Numerik oder Meßtechnik zugeordnet werden. Eine verstärkte Bearbeitung projektnaher Themen in Diplom- und Doktorarbeiten auch außerhalb der klassischen Luftfahrtthemen wäre wünschenswert. Im Gegensatz zur Entwicklung der aktiven Beiträge läßt sich eine weitgehende Konstanz der Zuhörerzahlen der Gruppe in den letzten Jahren beobachten. Man kann also durchaus von einem anhaltenden Informationsbedarf ausgehen.

Die Hauptaktivität der Projektgruppe bestand 1997 in der Veranstaltung einer Sitzung im Rahmen des Workshops am 11. und 12.11.1997 in Göttingen. Die dort vorgestellten Beiträge gaben einen guten Einblick in die projektnahen Untersuchungen innerhalb der traditionell sehr weitgespannten Themenstellung der Gruppe.

So wurde als sehr spezieller Fall eines stumpfen Körpers das Verhalten einer sehr weitgespannten Brücke bei Queranströmung gezeigt. Wie in vielen anderen Beiträgen konnten auch hier durch eine gründliche physikalische Interpretation der Ergebnisse Schlüsse auf allgemeiner gültige Zusammenhänge gezogen werden. Für einen Hochgeschwindigkeitszug von realistischer Länge wurde die dreidimensionale Strömung bei Seitenwind untersucht. Die aerothermische Belastung (Wärmeschock und Maximaltemperatur) eines IR-Fensters für einen Hyperschall-Flugkörper wurde mit Hilfe einer iterativ gekoppelten Navier-Stokes- / Strukturaufheizungs-Rechnung untersucht und mit Ergebnissen von Freiflugmessungen verglichen. Erste Ergebnisse von semi-empirischen Rechnungen an Gitterflügeln, die für Hyperschallflugkörper erhebliche Vorteile für das Gesamtsystem gegenüber klassischen Planarflügeln aufweisen, wurden präsentiert und bewertet. Schließlich wurden Berechnungen der viskosen Strömung um einen rotierenden Schiffspropeller mit Hilfe eines kommerziellen Verfahrens vorgestellt.

STAB - Projektgruppe

Laminarhaltung von Tragflügeln

**G.Redeker
DLR Braunschweig**

Die Laminarhaltung von Tragflügeln ist nach wie vor neben dem Einsatz von Composite-Strukturen und der Anwendung von treibstoffarmen Höchst-Bypass-Triebwerken die Technologie zur Reduzierung des Treibstoffbedarfs von transsonischen Verkehrsflugzeugen der Airbus-Klasse. Die für zukünftige Verkehrsflugzeuge angestrebte Halbierung des Treibstoffbedarfs für Geräte, die im Jahre 2010 in Dienst gestellt werden, kann erreicht werden, wenn die Laminarhaltung von Tragflügeln termingerecht zur Anwendungsreife geführt wird.

Die Forschung auf diesem Gebiet wird mit unverminderter Kraft fortgesetzt, sowohl in den nationalen Programmen RaWid und ELAS im Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesregierung, im DFG-Schwerpunktprogramm „Transition“, in der Programmatik des DLR, in bilateralen Forschungsarbeiten zwischen DLR und ONERA und in den laufenden EU-Programmen in BRITE/EURAM/IMT HYLDA, EUROTRANS und HYLTEC. Parallel dazu läuft das Programm LATEC der Airbus-Partner mit dem Flugversuch des Absauge-Leitwerks am Airbus A320, dessen nationaler Anteil in ELAS durchgeführt wird. Dieser Flugversuch, der in 1998 erfolgen soll, stellt einen wichtigen Meilenstein in der Entwicklung und Machbarkeit der Hybrid-Laminarhaltung bei Flugzeugen der Airbus-Klasse dar.

Auf dem diesjährigen STAB-Workshop wurden zum Thema Laminarhaltung 20 Beiträge geliefert, davon 12 in der Projektgruppe „Laminarhaltung von Tragflügeln“ und 12 Beiträge zum Thema in den „Physikalischen Grundlagen“, die den Stand der Forschung in Deutschland repräsentieren.

Bei den Verfahren der Transitionsanalyse/-vorhersage zeigte sich, daß die modernen nichtlokalen, nichtlinearen Verfahren zunehmend an Bedeutung gewinnen, wobei allerdings eine routinemäßige Anwendung im Einsatz bei Projekten noch durch eine eingehende Validierung gestützt werden muß.

Die Arbeiten in der Meßtechnik zeigen auf, daß die Transitionserkennung im Flugversuch ein wichtiges Gebiet ist, auf dem große Fortschritte erzielt wurden.

Auch wenn der geplante Airbus A3XX noch keinen Hybrid-Laminarflügel erhält, so zeigen Beispielentwürfe für andere Airbus-Flugzeuge die Realisierungsmöglichkeiten auf. Hier ist es dringend erforderlich, im europäischen Rahmen langfristig einen Flugdemonstrator zum Beispiel auf der Basis eines Airbus A320 für diese Technologie zur Verfügung zu haben.

Wesentliche Impulse für den weiteren Fortgang werden vom erfolgreichen Flugversuch des Absauge-Leitwerks am A320 erwartet; wobei auch die Forschungsarbeiten auf dem Gebiet des adaptiven Tragflügels mit eingehen werden.

Weitere Forschungsarbeiten sind notwendig, um diese Technologie anwendungsreif zu machen insbesondere im operationellen Einsatz im Hinblick auf Verschmutzung und Reinhaltung. Erste Ansätze hierzu finden sich im zukünftigen EU-Programm HYLTEC. Auch hierfür ist längerfristig ein Flugdemonstrator unerlässlich.

STAB-Projektgruppe Hyperschall

Jahresbericht 1997

Die industriellen Arbeiten sind weiter zurückgegangen. Die FESTIP Systemstudien laufen ab Anfang 1998 weiter, die Technologiearbeiten zur Aerothermodynamik wahrscheinlich erst ab April 1998.

Bei den drei Sonderforschungsbereichen gehen die Arbeiten weiter, ebenso, in reduziertem Umfang, bei der DLR. Dort werden zunehmend Arbeiten für die aerothermodynamische Überprüfung des Demonstrators X-38 durchgeführt.

Beim letzten STAB-Workshop in Göttingen wurden nur noch vier Vorträge zum Thema Hyperschall gehalten, davon keiner aus der Industrie.

Prof. Dr. E.H. Hirschel
Daimler-Benz Aerospace AG
Ottobrunn, 23.2.1998

Fachkreis Meßtechnik

Dr. K.A. Bütefisch

Aktivitäten 1997

Der Fachkreis Meßtechnik war auf dem AG STAB Workshop 1997 in Göttingen mit 13 Beiträgen beteiligt. Die Themen umspannten Fragen zur Verminderung der Turbulenz in Windkanälen, der Turbulenzbestimmung bei stochastischen Meßdaten sowie die wichtigen Gebiete der Meßtechnik bei instationären und kryogenen Strömungsbedingungen. Auch neue Ergebnisse der flächigen Meßtechniken wie Particle Image Velocimetry (PIV), Doppler Global Velocimetry (DGV) und Pressure Sensitive Paint (PSP) wurden vorgestellt.

Die neuen Entwicklungsprogramme in der Luftfahrt machen besondere Anstrengungen auf dem Gebiet der Meßtechnik erforderlich. Sie orientieren sich vornehmlich an industriellen Untersuchungen im DNW und im ETW.

Mit Unterstützung des Fachkreises, dem Centre of Quantitative Visualization (CQV) und der Universität Oldenburg wurde 1997 der fünfte Lehrgang für das schon sehr verbreitete Ganzfeld Geschwindigkeitsmeßverfahren „Particle Image Velocimetry PIV“ in der DLR Göttingen durchgeführt. Es wurden Theorie und praktische Anwendung zusammen behandelt. Obwohl überall Kurse in optischen Meßtechniken angeboten werden, waren wieder über 20 Teilnehmer, darunter auch aus dem Ausland (Australien!), und Aussteller von PIV-relevanter Hardware zu begrüßen, was nicht nur die Attraktivität des Themas sondern auch die inhaltliche Qualität der Veranstaltung unterstreicht.

Birkemeyer/ Rosemann/ Stanewsky	Entwurf konturierter Windkanalseitenwände	36
Bock/ Jacobs	2D-Versuche mit neuem Support in der adaptiven Meßstrecke des Transsonischen Windkanals Göttingen	38
Bohning/ Stern	Stoß-Grenzschicht-Beeinflussung	40
Ehret	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Grenzschichten auf gepfeilten Laminartragflügeln	42
Elsholz/ John	Netz-Modifikationstechniken für 3D Navier-Stokes-Netze: Anwendung auf eine Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration	44
Forbrich	Aerodynamische Flügeloptimierung für ein großes transsonisches Verkehrsflugzeug	46
Hummel/ Nebel	Der Einfluß von Seiten- und Höhenleitwerk bei der numerischen Berechnung komplexer aerodynamischer Konfigurationen	48
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays am Hochauftriebsflügel	50
Lieser	Reibungsfreie Berechnung von Flugzeugkonfigurationen mit Variation der Position für Turbofan, VHBR und UHBR Triebwerke	52
Mertens	Reduktion aerodynamischer Widerstand (RaWid)	54
Reckzeh/ Hansen	Rechnerische und experimentelle Ergebnisse an der A3XX-Hochauftriebskonfiguration H8Y im Rahmen des Forschungsvorhabens HAK II	55
Reiners	Berührungslose Energieübertragung auf bewegte Klappen	57
Send	Der „transonic dip“ - Beobachtungen und Ursache	58
Strohmeyer/ Seubert	Kalibrierung des Panelverfahrens HISS zur Abschätzung des aerodynamischen Potentials von Dreiflächen-Verkehrsflugzeugen	60
Tinapp/ Nitsche	Ablösekontrolle an einer Tragflügel-Hochauftriebskonfiguration	62
Türk/ Coors/ Jacob	Numerische Simulation des Verhaltens von Wirbeln in Bodennähe	64

Wendt/ Schewe	Experimentelle Untersuchungen an schwingenden Profilen im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG)	66
------------------	--	----

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"	Seite
---	--------------

Breitsamter	Ermittlung buffet-induzierter Wanddruckschwankungen am Seitenleitwerk eines Hochleistungsflugzeugs auf der Basis turbulenter Strömungsfelder	68
Dieterle/ Peiter	Experimentelle Untersuchung der Wirbelstruktur an der ELAC 1 Konfiguration mit der Particle-Image-Velocimetry (PIV)	70
Herrmann	Validierung des DLR Navier-Stokes Verfahrens für wirbelbehaftete Überschallströmungen	72
Herrmann	Verbesserung der Nickmomentenbestimmung an einer SCT Doppel-deltaflügel-Rumpf Kombination im Unterschall	74
Hummel/ Blaschke	Aerodynamische Untersuchungen an Wellenreitern im Niedergeschwindigkeitsbereich	76
Hummel/ Müller, J.	Zeitgenaue, numerische Berechnung der instationären Deltaflügelumströmung	78
Orlowski	Aerodynamische Optimierung von Überschallkonfigurationen	80

Projektgruppe "Drehflügel und Rotoren"	Seite
---	--------------

Abdel-Maksoud/ Menter	Numerische Berechnung der viskosen Strömung um einen rotierenden Propeller im Nachlaufeld eines Schiffes	82
Algermissen/ Wager, S.	Eine Kirchhoff-Methode zur Berechnung von transsonischem Hubschrauberrotorlärm	84
Lohmann	Navier-Stokes Verfahren FLOWer zur Berechnung von Rotoren mit ungestörter Zuströmung	86
Wager, S./ Würz/ Jäger	Experimentelle Untersuchung der Leitwerk-Propeller Kombination für das menschtragende Solarflugzeug Icaré 2	88

Projektgruppe “Stumpfe Körper/Rümpfe“		Seite
Khier/ Breuer	Untersuchung der dreidimensionalen Strömung um einen Hochgeschwindigkeitszug unter Seitenwindeinfluß	90
Körber	Strukturgekoppelte aerokinetische Aufheizung von Flugkörpern im hohen Überschall/Hyperschall	92
Nastase	The design of the fully-optimized, integrated wing-fuselage model fadet for supersonic flow	94
Nikolitsch/ Hennig	Aerodynamik des Gitterflügels	96
Rodi/ Fröhlich	Large-Eddy Simulation der Strömung um stumpfe Körper	98

Projektgruppe “Laminarhaltung von Tragflügeln“		Seite
Alewelt	Einfluß schiebender/konischer Grenzschichtrechnung auf die Stabilitätsrechnung	100
Bieler	Stabilitätsanalysen bei DA im DFG Programm „Transition“ zur Transitionsbeeinflussung	102
Gmelin/ Rist/ Wagner, S.	Numerische Untersuchungen zur Erzeugung von Störwellen durch zeitlich periodisches Ausblasen und Absaugen an der Wand	104
Haselbach/ Nitsche	Thermalhaushalt und Kalibration von Oberflächenheißfilmen und Heißfilmarrays in laminar-turbulenten Strömungen	106
Hein/ Nies/ Dallmann	Instabilitäts- und Transitionsuntersuchungen mit NOLOT/PSE im Rahmen von EUROTRANS und GARTEUR	108
Kreplin/ Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	110
Kühn	Neuere experimentelle Ergebnisse zur Hybrid-Laminarhaltung	112
Maucher/ Rist/ Wagner, S.	Numerische Untersuchung zur Physik laminarer Ablöseblasen	113

Nies/ Hein/ Bertolotti/ Dallmann	Numerische Untersuchung zum Einfluß wirbelartiger Strömungen in der Außenströmung auf das Stabilitätsverhalten kompressibler Grenzschichten	115
Riedel	Grenz-N-Faktoren zur Transitionsvorhersage aus Flugversuchen mit einer Triebwerksgondel bei Grenzschichtlaminarhaltung durch Gondelformgebung	117
Rohardt	Profilentwicklung im Rahmen des Segelflugzeugprojektes ETA	119
Schrauf	Lineare und nichtlineare PSE Analyse „regulärer“ und „pathologischer“ Fälle des F100 Flugversuches	120
Seitz	Experimentelle Untersuchungen zur Ausbreitung von Wellenpaketen in Grenzschichten von Tragflügeln im Freiflug	122
Wassermann/ Kloker	Numerische Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung quasipulsförmiger Störungen in 3-D-Grenzschichten am schiebenden Flügel	123
Würz/ Wagner, S.	Experimentelle Untersuchungen zur Rezeptivität zweidimensionaler Grenzschichten	125

Projektgruppe „Hyperschall“		Seite
Bertolotti	Einfluß der Rotationsrelaxation und der Schwingungsrelaxation auf die Stabilität einer Grenzschicht in viskosen Überschallströmungen	127
Brück/ Eggers/ Longo/ Orlowski	Analyse der Strömung um die X-31 Konfiguration im Hyperschall	128
Dettlöff	Validierung von Rechenverfahren für Strahlströmungen (Kleintriebwerke)	130
Eggers	Aerodynamischer Entwurf einer Wellenreiter-Konfiguration für „Once-Around-Earth“ (OAE) Missionen	132
Eggers/ Reisch	Approximierte Verfahren	134
Frühauf	Numerische Wiedereintrittsaerothermodynamik	136
Gülhan	Qualifizierung von großen TPS-Komponenten im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK	138

Hein/ Herberg/ Wendt/ Dallmann	Experimental and theoretical investigations on laminar-turbulent transition in hypersonic boundary-layer flows with the Future European Space Transportation Investigation Programme (FESTIP)	140
Kastell/ Dallmann	Experimental investigation of artificially disturbed instabilities in hypersonic laminar boundary-layers	142
Knörnschild/ Grundmann	Anregung und Dämpfung von schräglaufenden Tollmien-Schlichting-Wellen (TSW)	144
Radespiel/ Longo/ Giese	Berechnung der aerodynamischen Beiwerte von Lifting Bodies im Transschall	146
Rosenboom/ Hein/ Dallmann	Numerische Untersuchungen des Einflusses der Nasenstumpfheit auf Grenzschichtinstabilitäten bei axisymmetrischer Kegelumströmung im Hyperschall	148
Sarma	Investigation of physico-chemical models for the computation of high-temperature flows	150
Sarma	Stability of two layer flows	152
Sarma	Thermodynamic and transport coefficient modelling for the computation of high-temperature flows	154
Schnieder/ Eitelberg/ Beck	Der Einfluß der Stickstoffdissoziation auf die Wechselwirkung zwischen zwei ebenen Stoßwellen in Hyperschallströmungen hoher Enthalpie gemessen im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	156
Staudacher/ Mümmeler	Untersuchungen zur Klappenwirksamkeit im Überschall	157
Störkmann/ Olivier	Kraftmessungen an der ELAC Ia Konfiguration im Stoßwellenkanal	159
Triesch	Ebene Hyperschalleinläufe S02A und S02D (Variation der Absaugekonfiguration bei der Auslegungsmachzahl 5,3)	161
Trinks/ Beck	Zeitaufgelöste Messung von Geschwindigkeit und Temperatur zwecks Charakterisierung der freien Anströmung des Hochenthalpiekanals Göttingen, HEG	163
Wollenhaupt/ Jourdan/ Scholz/ Hartung/ Beck	Spektral- und räumlich aufgelöste LIF Messungen am HEG und in einer Testzelle	165

Fachkreis “Physikalische Grundlagen“	Seite
Bader/ Grosche	Steuerung der Vorderkantenablösung an einem Tragflügelprofil mittels interner Schallanregung 167
Becker/ Lienhart	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Flugversuch 169
Demuth/ Heiken/ Laurin	Numerische Untersuchungen zu den physikalischen Grundlagen der Bypass Transition 171
Dütsch	Numerische Untersuchungen der Strömung um einen oszillierenden Kreiszyylinder 173
Fischer/ Durst/ Jovanovic/ Volkholz	Reynoldszahl-Abhängigkeit wandnaher Strömungseigenschaften am Beispiel einer zweidimensionalen Kanalströmung 175
Grotjans/ Menter	Turbulenzmodellierung höherer Ordnung für industrielle Anwendungen 177
Hüttl/ Friedrich	Direkte numerische Simulation der turbulenten Strömung in gekrümmten und tordierten Rohren 179
Kreplin/ Berger/ Rotta	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten 181
Koch	Sekundäre Instabilitäten in dreidimensionalen Grenzschichten 183
Lerche/ Dallmann/ Kreplin/ Bippes	Strukturidentifikation in transitionellen und turbulenten Zeitsignalen: Lokale Signalanalyse mittels der Wavelet-Transformation an Beispieldaten der Transition einer dreidimensionalen Grenzschicht 184
Pöthke/ Bippes	Transition dreidimensionaler Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen 186
Rose/ Wilde	Vergleich aeroakustischer Analogien bezüglich ihrer Anwendbarkeit auf CFD-Daten 188
Rung/ Lübcke/ Thiele	Realizability von expliziten algebraischen Reynoldsspannungsmodellen 190

Schenck/ Jovanovic	Statistical Analysis of the turbulent dissipation rate	192
Schenck/ Jovanovic	Turbulent dissipation rate measurements in a plane wake flow	194
Stolte	Sekundäre Instabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen	196
Theofilis	Direct numerical simulations of incompressible and compressible flows, with emphasis on quasi-3d flow transition	198
Theofilis	Large eddy boundary layer (LEBL) instability	200
Wagner, C./ Friedrich	Turbulenzstruktur in Rohren mit undurchlässiger und poröser Wand	202
Wiegel/ Bippes	Experimente zur Beeinflussung der Querströmungsinstabilität mit Hilfe von Absaugung an der Wand	204

Fachkreis "Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation"		Seite
Alleborn/ Raszillier	Kondensationstrocknung in der Beschichtungstechnik	206
Bernsdorf	Numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien	208
Bode	Berechnung der laminaren, inkompressiblen Grenzschichtströmung mit Absaugung	210
Esch, Th./ Menter	Parallelrechnen auf SCI-gekoppelten PCs unter Windows NT	211
Eulitz	Numerische Simulation eines Experiments zur instationären Nachlauf-/Grenzschichtwechselwirkung in einem Turbinengitter	213
Küsters/ Schreiber	Numerische Simulation der Strömung in einem supersonischen Verdichtergitter mit starker Stoß-Grenzschicht Interferenz	215
Müller, C./ Raszillier	Untersuchung der Strömungszustände in einer Lid Driven Cavity mit Durchfluß	217
Pickenäcker	Numerische Berechnung der instationären, kompressiblen Strömung in Airbag-Gasgeneratoren mit Umlenkabscheidern	219
Seubert	PrADO-Sup (Preliminary Aircraft Design and Optimization for Supersonic Transport Configurations)	221

Unger/ Menter	Software Engineering Methoden für Parallele Anwendungen	223
------------------	---	-----

Fachkreis "Meßtechnik"		Seite
Bose/ Nitsche	Untersuchungen zur quantitativen Wandschubspannungsmessung unter kompressiblen Strömungsbedingungen	225
Domeyer	Optische Deformationsmessung an einem Flugzeugtragflügel einer Boeing 707	227
Kähler	Experimentelle Untersuchungen zum Oblique-Umschlag	229
Rieß	Diagnosis of boundary layer transition on technically rough turbine blade profiles by the fractal geometry method	231
Strunck	Grenzschichtsonde mit trägerfrequenter Richtungserkennung	232
Voigt	2D-Streulichtverfahren zur Konzentrationsbestimmung in Mischungsströmungen	234

Fachkreis "Anlagen"		Seite

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, ONERA		
Thema	Entwurf konturierter Windkanalseitenwände		
Ausgangssituation	Im Rahmen des Projektes ADIF sind Experimente mit einem schiebenden Flügel im TWG geplant. Aus bisherigen Messungen ist bekannt, daß die Flügelumströmung bei derartigen Experimenten (kleines Seitenverhältnis) durch die Seitenwandinterferenzen stark beeinflußt wird und nicht mehr mit einer Strömung bei großer Streckung vergleichbar ist. Dies hat sich auch in Rechnungen bestätigt (Abb. 1a, 1b).		
Ziel	Verminderung der Seitenwandinterferenzen und Erzeugung einer Strömung, die Flügeln großer Streckung vergleichbar ist.		
Lösungsweg	Aus Navier-Stokes-Rechnungen (DLR-FLOWer-Code) eines schiebenden Flügels unendlicher Streckung wird in der reibungsfreien Außenströmung eine Stromfläche bestimmt, die als Grundkontur für die Seitenwände dient. Die Stromlinien in der Flügelgrenzschicht können aufgrund der großen spannweiten Auslenkungen, insbesondere bei stoßinduzierter Ablösung, nicht berücksichtigt werden. Mit den so bestimmten Seitenwandkonturen wird die Windkanalströmung mit 3D-NS-Rechnungen simuliert. Daraus können zusätzlich die Verdrängungsdicken der Seitenwandgrenzschicht bestimmt werden und als weitere Korrektur für die Kontur berücksichtigt werden. Dieser Vorgang wird iterativ wiederholt, bis die Druckverteilung im Mittelschnitt mit der Druckverteilung bei unendlicher Streckung übereinstimmt und sich über einen spannweiten Bereich von ca. einer Flügeltiefe erstreckt.		

Ergebnis

Die Druckverteilung bei einer konturierten Seitenwand ist in großen spannweiten Bereichen konstant (Abb. 1b) und stimmt gut mit der Druckverteilung bei unendlicher Streckung überein (Abb. 2b).

Isobaren auf der Flügeloberseite

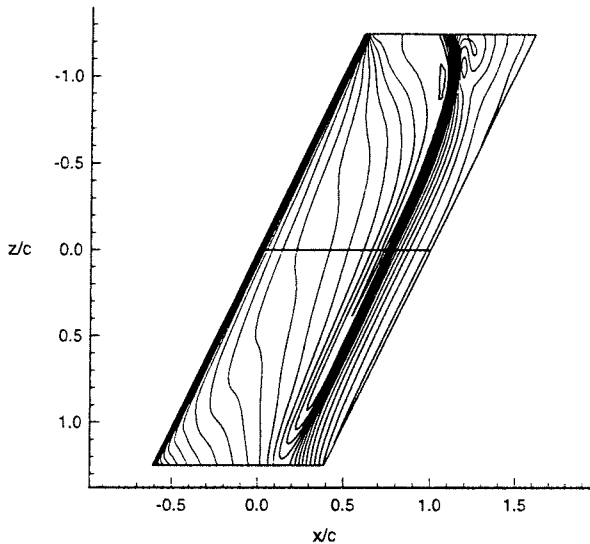


Abbildung 1a: Ebene
Windkanalseitenwände

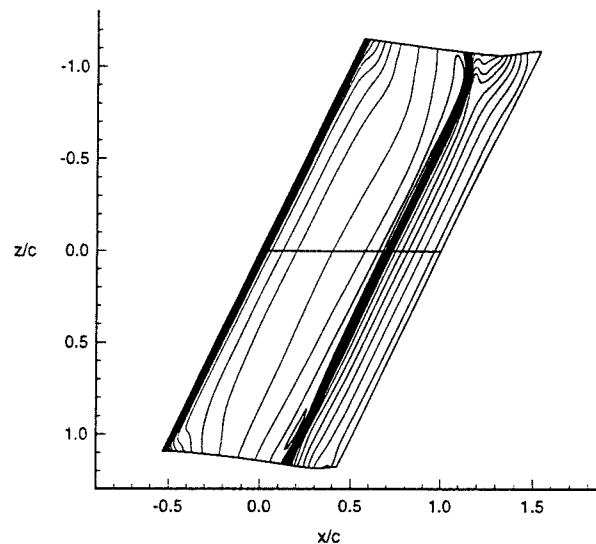


Abbildung 1b: Konturierte
Windkanalseitenwände

cp-Verteilung

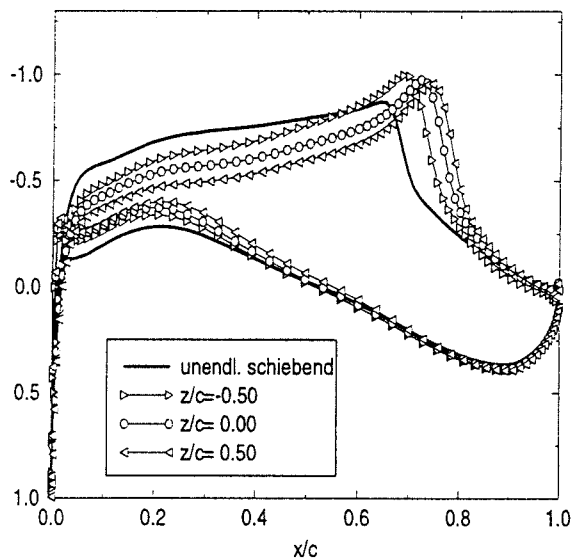


Abbildung 2a: Ebene
Windkanalseitenwände

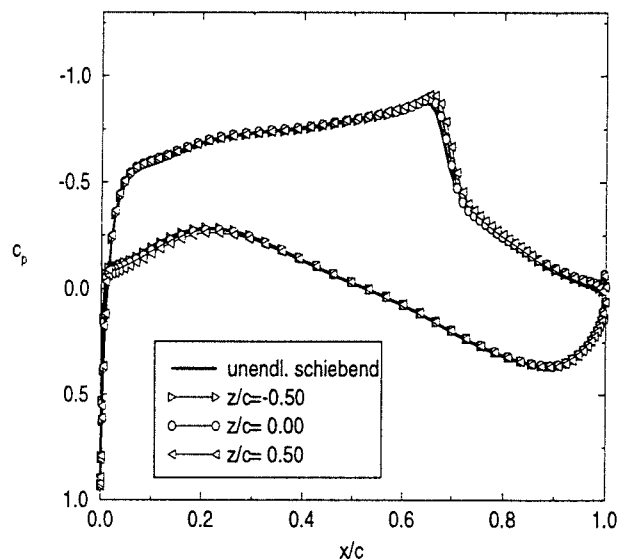


Abbildung 2b: Konturierte
Windkanalseitenwände

Literatur

- [1] Newman, E.C.; Anderson, P.A.; Peterson, J.B.jr.: Aerodynamic Design of the Contoured Wind-Tunnel Liner for the NASA Supercritical, Laminar-Flow-Control, Swept-Wing Experiment. NASA-TP-2335, 1984.

Mitteilung

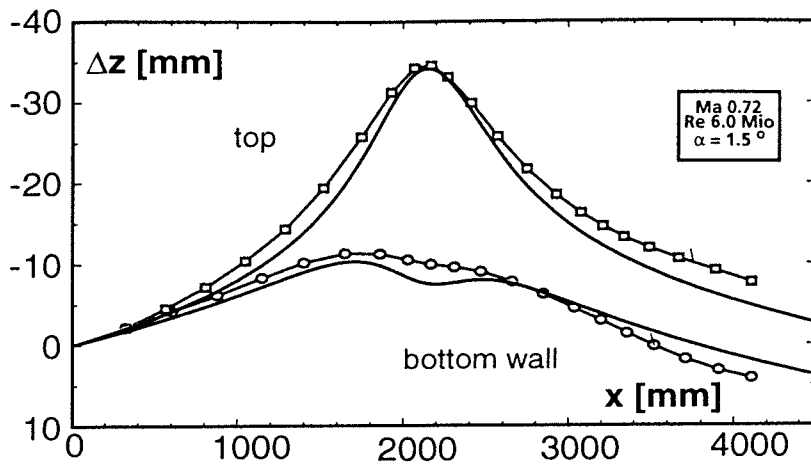
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung Anlagen
Ansprechpartner	K.-W. Bock, M. Jacobs
Institution	DLR/ Hauptabteilung Windkanäle Göttingen
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen
weitere Partner	DLR/SM-EA (Braunschweig), DLR/SM-SK (Göttingen)
Thema	2D-Versuche mit neuem Support in der adaptiven Meßstrecke des Transonischen Windkanals Göttingen

Ausgangssituation:

Im Zuge der Überarbeitung des Transonischen Windkanals Göttingen (TWG) wurde dieser unter anderem mit einer Meßstrecke mit adaptiven Decken- und Bodenwänden ausgestattet. Zur Anpassung der Wandkonturen bei Profiluntersuchungen (2D-Versuche) wurde ein Einschnittverfahren, basierend auf den Arbeiten von Amecke implementiert. Um die volle Produktivität eines kontinuierlich arbeitenden Windkanals besser ausnutzen zu können, wurde die Meßstrecke um einen ferngesteuerten Support erweitert, der ein automatisiertes Verstellen von Anstellwinkeln ermöglicht. Mit Hilfe dieses Supports wurden an einem Referenzprofilmodell ($L=400\text{ mm}$) umfangreiche Messungen mit freier und fixierter Transition durchgeführt und die Ergebnisse mit den Ergebnissen aus dem Kryo-Rohrwindkanal Göttingen (KRG) und den Ergebnissen numerischer Simulationen verglichen.

Ergebnis:

In Bild 1 ist ein Vergleich der in einem Versuch mit einer Machzahl von 0,72 und einem Anstellwinkel von 1,5 Grad adaptierten Wände und der sich hierbei ergebenden Wanddruckverteilungen mit den Ergebnissen einer numerischen Simulation der Strömung mit Hilfe des Euler-Grenzschichtverfahrens MSES von M. Drela dargestellt. Generell ist die Übereinstimmung gut, größere Abweichungen zeigen sich jedoch hinter dem Profil, welches etwa bei $x = 2100\text{ mm}$ eingebaut war. Als Ursache hierfür wird der in der numerischen Simulation nicht berücksichtigte Nachlaufrechen mit seiner Halterung angesehen. Bild 2 zeigt Vergleiche von Profildruckverteilungen für einen Fall bei reiner Unterschallströmung und einen Fall mit Verdichtungsstößen auf der Ober- und Unterseite des Profils. Hier wurden zusätzlich Ergebnisse aus dem KRG dargestellt. Auch hier ist die globale Übereinstimmung zufriedenstellend. Abweichungen in den Details der Druckverteilungen sind Gegenstand aktueller Untersuchungen. Hiermit stehen dem DLR in Göttingen zwei leistungsfähige sich ergänzende Windkanäle mit adaptiven Meßstrecken für die Untersuchung von Tragflügelprofilen zur Verfügung. Der KRG bietet die Möglichkeit zur Simulation von Profilvernoldszahlen bis $Re_L=60 \times 10^6$. Der TWG bietet eine hohe Produktivität für Reihenuntersuchungen bis $Re_L=6 \times 10^6$.



Wallshapes

Bild 1:
Vergleich von Wandkonturen
und Wanddruckverteilungen.

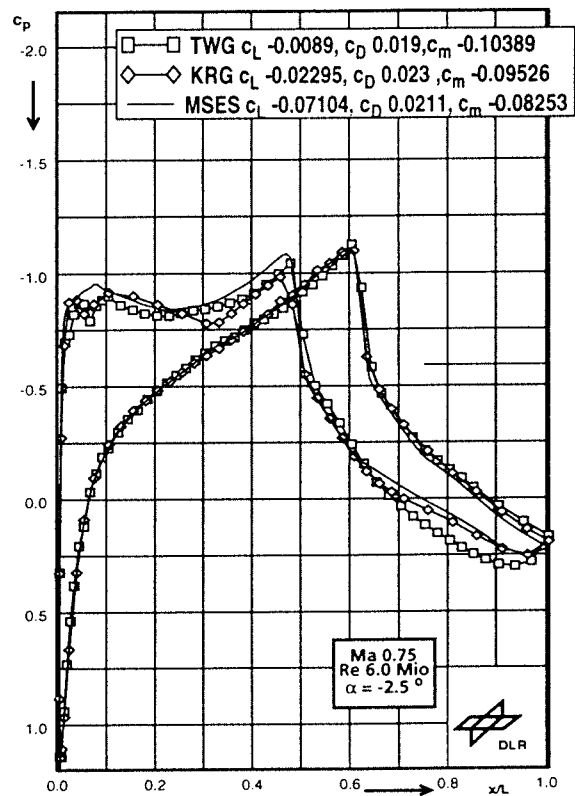
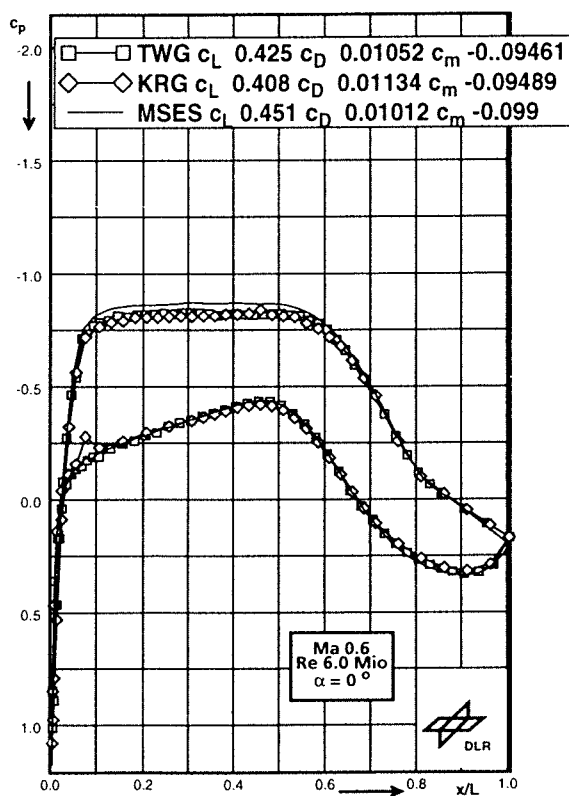
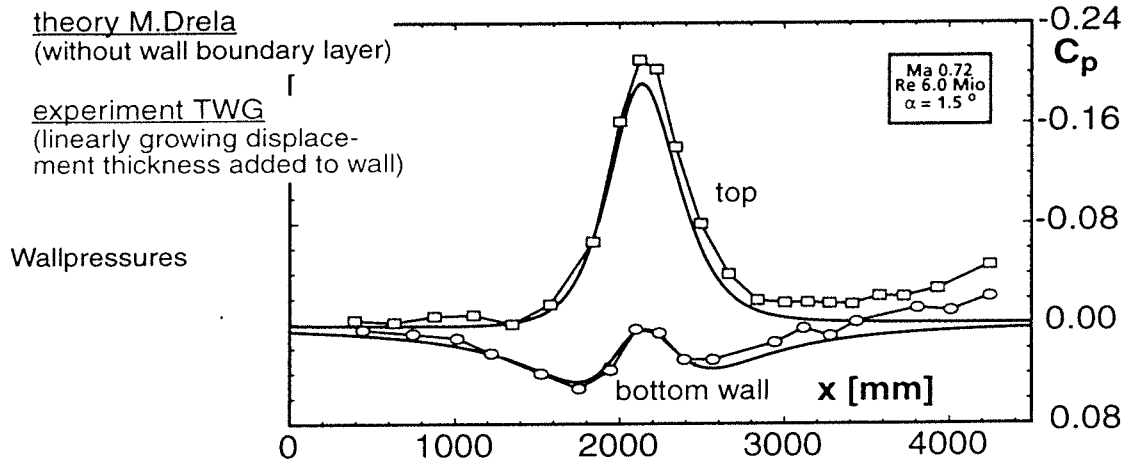


Bild 2:
Vergleich von Druckverteilungen bei
gleichem Anstellwinkel.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

**Ansprechpartner
Institution**

Prof. Dr.-Ing. habil. R. Bohning, Dipl.-Ing. D. Stern
Institut und Lehrstuhl für Strömungslehre
Universität (TH) Karlsruhe

Adresse

Kaiserstraße 12
76128 Karlsruhe

Telefon 0721/608-4179 o. 3627

Telefax 0721/608-4290

Email hi34@rz.uni-karlsruhe.de
hi46@rz.uni-karlsruhe.de

weitere Partner

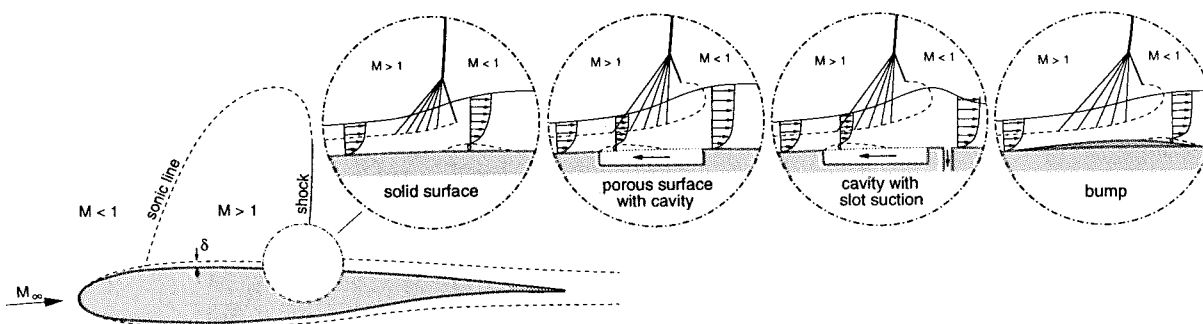
Daimler-Benz Aerospace Airbus Bremen

Thema

Stoß-Grenzschicht-Beeinflussung

Ausgangssituation

Die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung hat einen starken Einfluß auf das aerodynamische Verhalten von transsonischen Tragflügeln. Durch verschiedene Kontrollmethoden in diesem Wechselwirkungsgebiet wird versucht, das Auftriebs-/Widerstandsverhältnis des jeweiligen Flügels zu verbessern und den Stoß zu fixieren.



Stoß-Grenzschicht-Kontrolle

Durch das Anbringen einer Kammer im Stoßbereich, die von einem perforierten Blech bedeckt ist, wird der Stoß durch die sich einstellende Ventilationsströmung abgeschwächt. Weitere Möglichkeiten sind das aktive Absaugen aus der Kammer, die Schlitzabsaugung, das Verändern der Oberflächenwölbung (Bump) und kombinierte Konzepte.

Ziel

Ziel der Arbeit ist, verschiedene Kontrollkonzepte am Profil LVA-1a zu untersuchen. Dabei werden verschiedene Kennzahlen wie das Auftriebs-/Widerstandsverhältnis oder der durch den Stoß induzierte Wellenwiderstand miteinander verglichen.

Lösungsweg

Die Modellierung der Ventilationsströmung nach Poll bzw. Bohning/Dörffer wurde nach einer separierten Verifikation in den 3D-Navier-Stokes-Solver KAPPA eingebaut.

Das benutzte Baldwin-Lomax-Turbulenzmodell wurde nach Cebeci und Smith um den Massentransport durch die Wand erweitert.

Nach dem erfolgreichen Vergleich der passiven Ventilation und der Einflüsse der Bumps mit experimentellen Daten wurden umfangreiche Parametervariationen der einzelnen Beeinflussungsmethoden durchgeführt.

Ergebnis

Die Ergebnisse für die passive Ventilation zeigen nahezu eine Halbierung des Wellenwiderstands, aufgrund der starken Störung der Grenzschicht durch das Ausblasen vor dem Stoß erhöht sich aber der viskose Widerstand enorm, so daß der Gesamtwiderstand um bis zu 6 % steigt.

Zusätzliches Absaugen aus der Kammer schiebt den Stoß stromab, der Wellenwiderstand steigt sogar im Vergleich zum unbeeinflussten Fall. Hier sind viskoser und Gesamtwiderstand niedriger, wenn man den durch die Absaugung induzierten Anteil nicht berücksichtigt.

Absaugung über einen Schlitz vor dem Stoß führt zu besseren Ergebnissen als nach dem Stoß, signifikante Verringerungen im Widerstand sind aber nur bei niedrigen Anstellwinkeln zu finden. Ein System aus einer passiven vor einer aktiven Kammer ergibt keine Verbesserung, ebenso wenig wie eine passive Kammer gefolgt von einem Absaugeschlitz.

Eine lokale Oberflächenwölbung bringt eine deutliche Verbesserung des Auftriebs-/Widerstandsverhältnisses mit sich. Dabei wirkt sich ein Bump mit einer maximalen Höhe von $h_b/c = 0.002$ im gesamten Anstellwinkelbereich positiv aus, ein Bump mit doppelter Höhe verbessert die Ergebnisse bei hohen Winkeln nochmals, bei niedrigen tritt hingegen eine Verschlechterung auf. Durch zusätzliche Absaugeschlitze vor dem Bump werden die positiven Eigenschaften noch verstärkt.

3D Rechnungen mit einem generischen Flügel basierend auf dem LVA-1a Profil mit und ohne Bump zeigen ebenfalls Verbesserungen im Widerstand (und Auftrieb).

Für dieses Profil ist also der Bump mit einem möglichen Absaugeschlitz die einzig vielversprechende Methode der Stoß-Grenzschicht-Kontrolle. Deshalb wurde er auch als Methode am Flügel getestet. Ein flacher Bump ist als starre Lösung auf dem Flügel denkbar, ein höherer als in Abhängigkeit von der Flugsituation einstellbar.

weiteres Vorgehen

Die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung bei passiver und aktiver Kontrolle soll analog zum Überschallkanal des Instituts dreidimensional simuliert werden.

Literatur

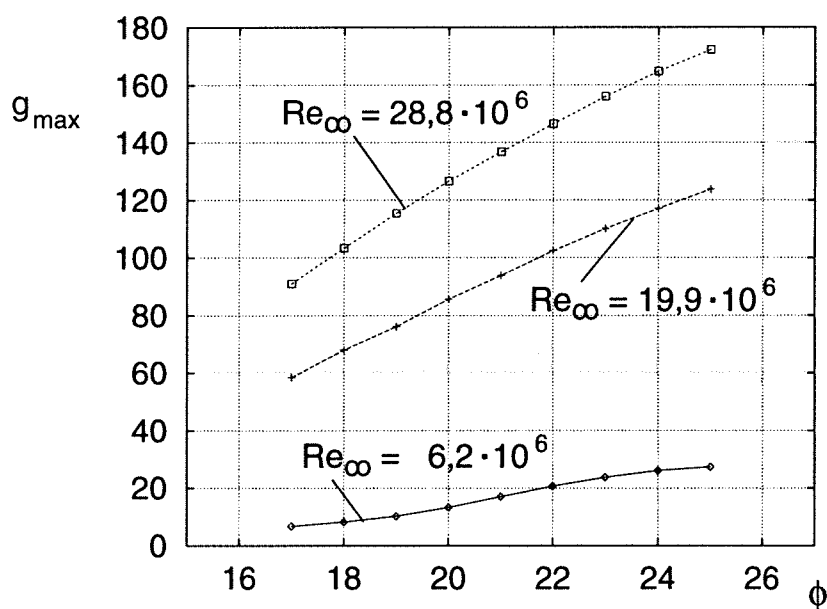
1. Bohning, R. und Doerffer, P.: Effect of a Tangential Flow along the Porous Plate on the Transpiration Flow (1997)
2. Cebeci, T. und Smith, A.M.O.: Analysis of Turbulent Boundary Layers (1974)
3. Magagnato, F. : Untersuchung von linearen und nichtlinearen Wirbelviskositätsmodellen Dissertation TH Darmstadt (1995)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung
Ansprechpartner	Dr.-Ing. T. Ehret
Institution	Institut für Strömungslehre, Universität Karlsruhe (TH)
Adresse	Kaiserstr. 12 D-76128 Karlsruhe Tel.: (0721) 608 4181 Fax.: (0721) 696727 e-mail: hi14@rz.uni-karlsruhe.de
weitere Partner	Dr.-Ing. J. Delfs, Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig
Thema	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Grenzschichten auf gepfeilten Laminartragflügeln.
Ausgangssituation	Lineare Stabilitätsuntersuchungen von technischen Strömungen werden in der Regel unter der Annahme monochromatischer Welleninstabilitäten durchgeführt. Bei dieser Annahme bleibt unberücksichtigt, daß in der Realität die Störungen nicht als unendlich ausgedehnte Wellen vorliegen, sondern eher lokal angeregt werden und sich als instabile Wellenpakete mit endlicher Ausdehnung weiterentwickeln. Weiterhin enthält die klassische Stabilitätsanalyse von Welleninstabilitäten keine Informationen zur Klassifizierung nach absolut- bzw. konvektiv instabilem Verhalten von Störungen. Diese Einteilung ist aber wesentlich bei der Auswahl von Verfahren zur Transitionsvorhersage. Denn es ist gezeigt worden [1], daß die klassische e^N -Methode im Falle des Vorliegens einer absoluten Instabilität prinzipiell versagt. Auch das Parabolisieren der Stabilitätsgleichungen ist in solchen Fällen problematisch.
Ziel	Beschreibung der Dynamik von instabilen Wellenpaketen in der dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschicht eines gepfeilten Tragflügels. Klassifizierung der auftretenden Störungen (Tollmien-Schlichting- und Querströmungsinstabilitäten) nach absolut instabilem bzw. konvektiv instabilem Verhalten. Berechnung der technisch relevanten Wellenpaketanfächung.
Lösungsweg	Berechnung der zeitasymptotischen Lösung des Anfangs-Randwertproblems, das das Verhalten kleiner Störungen der Strömungsgrößen beschreibt. Es entsteht nach der Linearisierung der Navier-Stokes Gleichungen um den zu untersuchenden laminaren Strömungsgrundzustand und der Spezifikation einer lokalen Anfangsstörung sowie der Randbedingungen. Mittels der Sattelpunktmethode können insbesondere diejenigen komplexen Wellenzahlen und Frequenzen ermittelt werden, die der mit dem Wellenpaket bewegte Beobachter als zeitlich indifferente Wellenanteile wahrnimmt. Diese stellen somit die Neutralkurve der Wellenpaketanfächung dar. Ihre Projektion in die Ebene der wandparallelen Komponenten U , V der (reellen) Gruppengeschwindigkeit grenzt zugleich den Bereich aller Geschwindigkeiten ab, mit denen sich ein Beobachter bewegen muß, um eine zeitliche Anfächung $\omega'(U, V)$ der zugeordneten Teilwelle vorzufinden. Die durch eine solche Teilwelle repräsentierte Störenergie breitet sich mit der Gruppengeschwindigkeit aus. Liegt also eine instabile Teilwelle vor, deren Störenergie am Ort verbleibt (verschwindende Gruppengeschwindigkeit), so ist die Strömung absolut instabil und die Neutralkurve $\omega'(U, V) = 0$ umschließt den Ursprung, anderenfalls ist sie konvektiv instabil. Die Sattelpunktmethode liefert weiterhin die technisch relevante räumliche Wellenpaketanfächung durch $g = \omega' / \sqrt{U^2 + V^2}$, deren Maximum ebenfalls die Richtung der stärksten Anfächung auszeichnet (vgl. [2]).

Ergebnis

Um den Einfluß des Designparameters Pfeilwinkel Φ , der bei der Auslegung eines Laminartragflügels geeignet gewählt werden muß, auf die maximale Wellenpaketanfachung g_{max} in Vorderkantennähe zu untersuchen, wurden Wellenpaketanalysen für Grundströmungsdaten eines ATTAS-Tragflügels bei verschiedenen Flugzuständen mit Machzahlen im subsonischen Bereich $M_\infty = 0.67$ bzw. $M_\infty = 0.511$ durchgeführt. Die Abbildung zeigt den Verlauf der maximalen räumlichen Wellenpaketanfachungsrate g_{max} als Funktion des Pfeilwinkels Φ bei verschiedenen Reynoldszahlen. Die Zunahme der Anfachungsraten bei Erhöhung des Pfeilwinkels weist bei den Reynoldszahlen $Re_\infty = 19.9 \cdot 10^6$ sowie $Re_\infty = 28.8 \cdot 10^6$ einen annähernd linearen bzw. logarithmischen Verlauf auf. Im Gegensatz dazu besitzt der Verlauf von g_{max} mit zunehmendem Pfeilwinkel Φ für die Reynoldszahl $Re_\infty = 6.2 \cdot 10^6$ einen Wendepunkt in der Umgebung von $\Phi = 21^\circ$.



Maximale räumliche Wellenpaketanfachungsraten g_{max} beim ATTAS-Tragflügel als Funktion des Pfeilwinkels Φ für verschiedene Reynoldszahlen

Literatur

- [1] BREVDO, L.: Absolute and Convective Instabilities and the e^N -Method for the Prediction of the Laminar-Turbulent Transition. ZAMM, Z.angew.Math.Mech. 74 (1994), T340-T343.
- [2] DELFS, J.: Behaviour of unstable wave packets in the three dimensional compressible flow past a wing. to appear in: ZAMM, Z.angew.Math.Mech. (1996): Proceedings of ICIAM 95 Hamburg, Germany, Jul. 3-7 1995, issue 4.
- [3] OERTEL JR., H.; DELFS, J.: Mathematische Analyse der Bereiche reibungsbehafteter Strömungen. ZAMM, Z.angew.Math.Mech. 75 (1995) 7, 491-505

weiteres Vorgehen

Erweiterung der linearen Wellenpaket-Methode lokaler Störungen zu einer nichtlinearen Theorie unter Verwendung parabolisierter Störungsdifferentialgleichungen.

Datum

13.03.1998

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. E.Elsholz, D. John

Institution

Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse

28183 Bremen

Telefon: 0421-538 3905

Telefax: 0421-538 2910

e-mail: eberhard.elsholz@airbus.dasa.de
d.john@airbus.dasa.de

Weitere Partner

DLR-Braunschweig, SM-EA

Thema

**Netz-Modifikationstechniken für 3D Navier-Stokes-Netze
Anwendung auf eine Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration**

Ausgangssituation

3D Navier-Stokes Simulationen um komplexe Flugzeugkonfigurationen stellen erhöhte Anforderungen an den einzusetzenden Netzgenerator. Bisherige Erfahrungen zeigen, daß diese Anforderungen nicht immer hinreichend erfüllt werden, insbesondere bei steigender Komplexität der zu berechnenden Konfiguration. Dies führt i.a. zu Qualitätsverlusten der erzielten Lösung, kann in ungünstigen Fällen aber auch zu Konvergenzproblemen des Solvers (FLOWer-Code) führen.

Ziel

Es soll ein möglichst allgemeingültiges Werkzeug zur nachträglichen Modifikation komplexer 3D-Netze bereitgestellt werden, das unabhängig vom ursprünglich verwendeten Netzgenerator einsetzbar ist. Das System soll auf Mehrblocknetze anwendbar sein, insbesondere auch über die Blockgrenzen hinweg. Spezielle Analysen der zugehörigen Lösung sollen eine spätere Adaption des Netzes an Grenz- und Scherschichten ermöglichen. Zur graphischen Kontrolle muß eine enge Anbindung an ein vorhandenes Graphik-Tool (CFView) realisiert werden. Dieses System kann dann für viskose Adaptionen, Netzverdichtungen bzw. Neuverteilungen und veränderte Oberflächegeometrien eingesetzt werden.

Lösungsweg

Es wurde ein Netzmodifikationssystem entwickelt, das Veränderungen des Netzes wie auch der zugehörigen Lösung durch Anwendung eindimensionaler Interpolationstechniken ermöglicht. Diese Technik beinhaltet die spezielle Erkennung und Behandlung von Diskontinuitäten, um unerwünschtes Schwingen der Interpolationspolynome zu verhindern. Das System ist vollständig modular aufgebaut. Zunächst werden die interessierenden Bereiche, d.h. Teil eines Blockes oder mehrere zusammenhängende Blöcke, in den Arbeitsbereich eingelesen, auf den dann die sequentielle Anwendung von Verzerrungs-, Glättungs- oder Adaptionroutinen mit minimalem Steuerungsaufwand ermöglicht wird. Damit werden auch block-übergreifende Modifikationen bei gleichzeitiger Veränderung der Blockgrenzen ermöglicht.

AG STAB

Ergebnis

Das Netzmodifikationsverfahren wurde bereits in [1] vorgestellt und die Einsetzbarkeit für einige Fragestellungen aus heutiger Sicht sowie für zu erwartende Anwendungen demonstriert.

Durch konsequente Anwendung der bereitgestellten Modifikationstechniken auf ein vorliegendes, für Navier-Stokes-Lösungen aber nicht ausreichend aufbereitetes Netz einer A340-200 Flügel-Rumpf-Leitwerks-Konfiguration konnte das Netz soweit verbessert werden, daß schließlich erste Navier-Stokes-Lösungen möglich wurden, BILD 1. Das dabei ermittelte Strömungsverhalten erweist sich nach vorläufigen Analysen als akzeptabel im Vergleich zu vorliegenden Messungen [2]. Detailliertere Analysen hierzu sowie zusätzliche Rechnungen in weiter verbesserten/verdichteten Netzvarianten sind vorgesehen.

A340-200 Wing-body-tail Configuration at 2.5° Incidence (medium resolution)

$M = 0.82$

$Re = 2.5 \text{ mill}$

$\alpha = 2.5^\circ$

- NS-solution (FLOWer)

- Turbulence transport model ($k-\omega$)

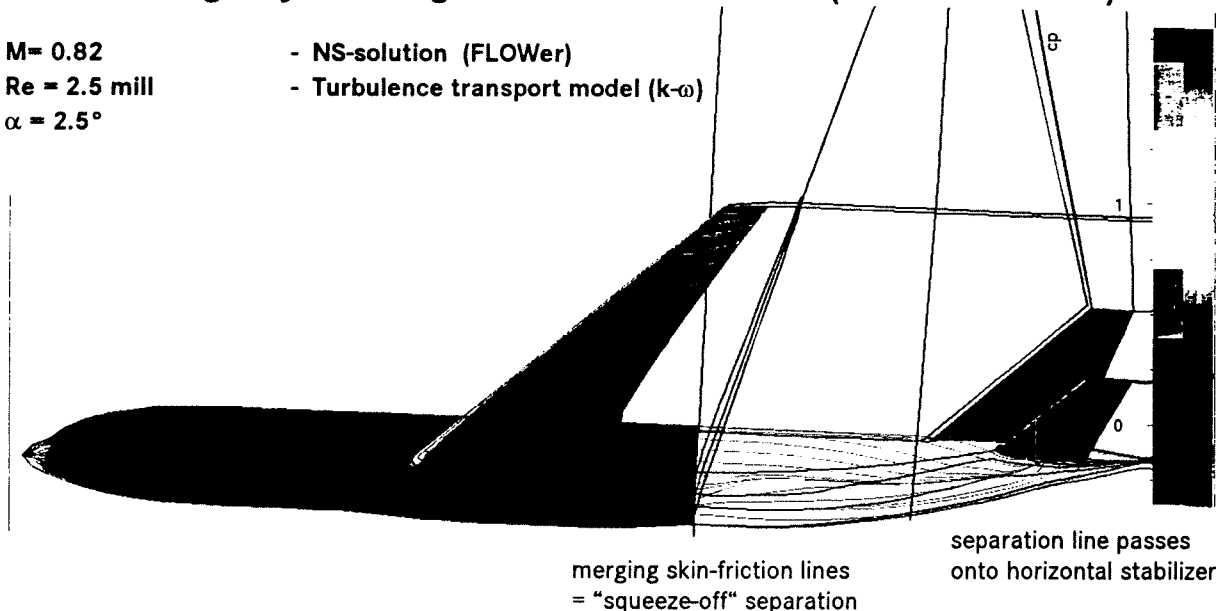


BILD 1: Navier-Stokes-Lösung für eine A340-200 Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration

Literatur

[1] E.Elsholz, H.Steinmeyer: Mesh Modification Techniques for Navier-Stokes Meshes. Demonstration of Viscous Adaptation, Geometry Change and Mesh Enrichment. Vortrag auf dem 10. DGLR-Fachsymposium 'STAB - Strömungen mit Ablösung', 11.-13. Nov. 1996, Braunschweig (1996)

[2] E.Coustols, A.Séraudie, A.Mignosi: Rear Fuselage Transonic Flow Characteristics for a Complete Wing-Body Configuration. J.Aircraft, Vol.34, No.3, pp. 337-345

Weiteres Vorgehen

Das Verfahren wird weiterentwickelt, insbesondere sollen zusätzliche Techniken zur verbesserten Adaption des Netzes an die Strömung sowie zur evtl. nachträglichen Abänderung vorliegender Oberflächengeometrien eingeführt werden.

Datum

Oktober 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Detlef Forbrich

Institution: Daimler Benz Aerospace Airbus, Abt.: EFP

Adresse: 28183 Bremen

Telefon: (0421)5383051

Fax: (0421)5382267

e-mail: d.forbrich@airbus.
dasa.de

weitere Partner: Dr. A. van der Velden, Synaps Inc., Atlanta, U.S.A.

Thema: Aerodynamische Flügeloptimierung für ein großes transsonisches Verkehrsflugzeug

Ausgangssituation:

Für den Flügelentwurf bei DA wurden bisher zumeist inverse Entwurfsverfahren eingesetzt, wobei der Startpunkt in der Nähe eines bestehenden Flügelentwurfes lag. Bei einem neuen transsonischen Verkehrsflugzeug mit einem Flügel großer Streckung soll die Design-Machzahl jedoch weiter erhöht werden, und beim A3XX sogar ein $\Delta Ma=0.3$ gegenüber der A340 bei etwa gleicher Pfeilung ($\varphi_{25}=30^\circ$) erreicht werden. Zudem wird das Verhalten an Off-Design Punkten immer wichtiger und schlechter vorhersagbar.

Ziel:

Es soll somit ein direktes Entwurfsverfahren in den Prozess eingebunden werden, das auf einer Optimierung einer Profilform basiert, die aus einem Satz von Formparametern besteht. Hierbei wird der Widerstand unter Berücksichtigung von Nebenbedingungen an mehreren Designpunkten minimiert, wobei dieser von einem beliebigen Analysecode berechnet wird.

Lösungsweg:

Der bei der Firma Synaps, Inc. von Dr. van der Velden entwickelte direkte Optimierungsscode Aeropt [1], bzw. der Nachfolgecode PointerPro [2] mit einer Grafikoberfläche wird im Rahmen des A3XX Flügelentwurfs eingesetzt. Dieser Code ist direkt mit den bei DA verwendeten schiebenden 2-D Analysecodes XLS6 (mit Kopplung eines Differenzenverfahrens für die Potentialströmung und einem direkt-inversen Grenzschichtintegralverfahren) und VICWA [3] (im Gegensatz zu XLS6 mit einem Grenzschichtdifferentialverfahren) gekoppelt, mit denen die Widerstände schnittweise in den Designpunkten bestimmt werden können. Die für die jeweiligen Designpunkte gewichtete Summe der Widerstände wird dann an den Flügelaufbauschnitten unter Einhaltung von Geometrie- und Strömungsnebenbedingungen minimiert. Die entworfenen Aufbauprofile werden in einen vorgegebenen Grundriß mit einem Strakverfahren zu einem Flügelstrak umgesetzt.

Da die 3-D Effekte am Innenflügel sehr stark sind empfiehlt sich zunächst eine Optimierung des Außenflügels, bei dem die XLS6 Cp-Verteilungen recht gut mit den 3-D Verteilungen übereinstimmen.

Das vorliegende Beispiel zeigt einen 4 Punkt Entwurf mit den Design Punkten bei $Ca=0.2, 0.5$ und 0.6 , sowie einem Cd von max. 125cts. bei $Ca=0.65$ als Nebenbedingung. Die Dicke wird auf min. 10% begrenzt, und als Analysecode XLS6 nichtschiebend eingesetzt, wobei als Analogmachzahl $Ma=0.765$ gewählt wird, was etwa $Ma3D=0.82$ entsprechen soll. Die drei Designpunkte werden jeweils mit $W=0.2, 0.6$ und 0.2 gewichtet, und Fig. 1 zeigt die XLS6 Polare des entworfenen $\eta=0.65$ Schnittes im Vergleich zum NACA2409 Ausgangsprofil und dem A340TEFA Schnittprofil. Die Wahl der Nebenbedingungen und die Wichtung der Designpunkte beeinflussen den Entwurf stark und müssen so vorher genau überdacht werden.

Skizze/Diagramme

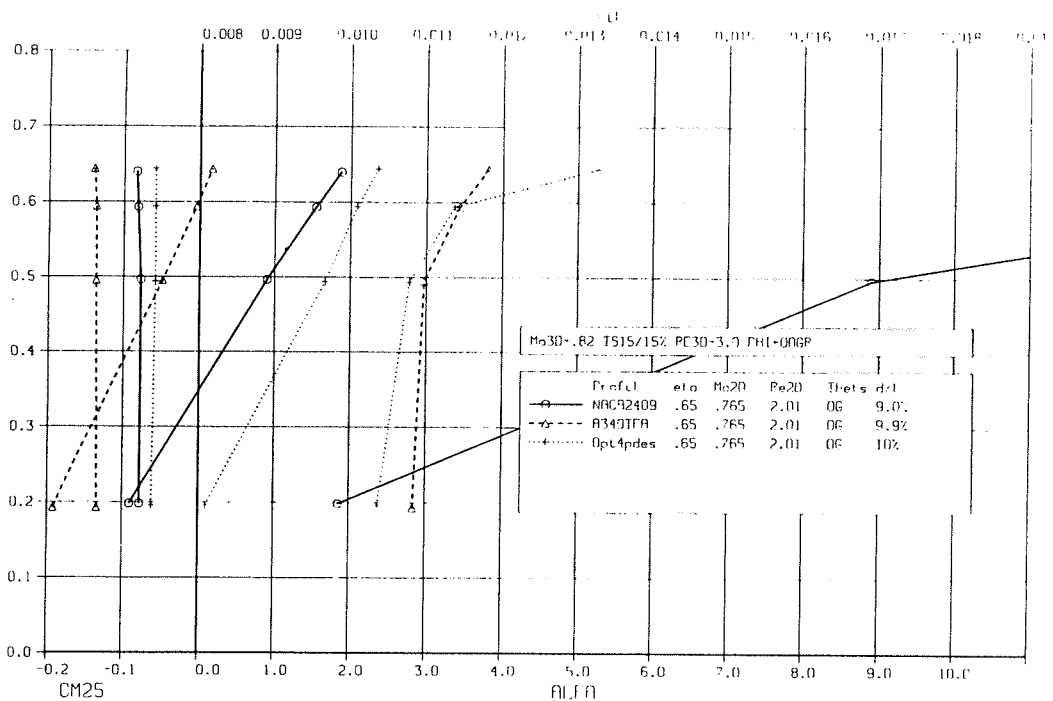


FIG. 1 : UHCA SCHNITTPOLAREN XL56 HP

U.S. DEPARTMENT OF THE INTERIOR, BUREAU OF LAND MANAGEMENT

- Literatur: [1] Van der Velden, A. „Aerodynamic Shape Optimization“ AGARD-R-803
AGARD-FDP-VKI Special Course, April 1994
- [2] Synaps, Inc. ‘PointerProTM1.2’, www.synaps-inc.com@ 1995-97
- [3] Dargel, G. „Ein Programmsystem für die Berechnung transsonischer Profil und konischer Flügelströmung auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtlösungen“ DGLR Bericht 92-07, Köln 1992

weiteres Vorgehen:

Nach einer 3-D Rechnung des Flügels mit einem Navier Stokes Code sollen die Cp-Differenzen zu den schiebenden 2-D Cp-Verteilungen ermittelt und Analogprofile gebildet werden, deren Differenzen zu den Strakprofilen für den nächsten Iterationsloop berücksichtigt werden.

Erste Versuche hierfür sind bereits angelaufen.

Datum 8.9.97

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel
Dipl.-Ing. Christoph Nebel

Institution:

Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Adresse:

Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2983
Telefax: 0531/391-5952
e-mail: c.nebel@tu-bs.de

Weitere Partner:

Partner aus Verbundvorhaben MEGAFLOW

Thema:

Der Einfluß von Seiten- und Höhenleitwerk bei der numerischen Berechnung komplexer aerodynamischer Konfigurationen

Ausgangssituation:

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

Ziel:

Zur Erzielung eines deutlichen Fortschrittes bei der Bearbeitung von Entwurfsaufgaben ist es erforderlich, die gegenseitige Beeinflussung aller Einzelkomponenten des Gesamtflugzeuges näher zu untersuchen. Hierzu sollen von der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR), der Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH (DASA) und verschiedenen Universitätseinrichtungen im Rahmen des BMBF-Verbundvorhabens MEGAFLOW Navier-Stokes Rechnungen für eine komplexe, aus Flügel, Rumpf, Triebwerk, Pylon, Seitenleitwerk und Höhenleitwerk bestehende Konfiguration durchgeführt werden. Am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig werden in diesem Rahmen die Rumpfheck/Leitwerks-Anordnung bearbeitet und die Validierungsrechnungen für die Gesamtkonfiguration durchgeführt.

Lösungsweg:

Für die Anwendung eines Navier-Stokes Verfahrens ist es erforderlich, das Strömungsgebiet durch ein geeignetes Rechennetz zu diskretisieren. Hierfür werden zunächst mit dem Netzgenerierungssystem MegaCads ein Netz für eine generische Rumpf/Seitenleitwerk/Höhenleitwerks-Konfiguration erzeugt und Beispielrechnungen mit dem Navier-Stokes Code FLOWer durchgeführt. Nach dem Zusammenfügen der Rumpfheck/Leitwerks-Sektion des Netzes mit dem von anderen Partnern generierten Flügel/Rumpf-Netz werden Validierungsrechnungen für eine Flügel/Rumpf/Leitwerks-Anordnung durchgeführt. Zum Abschluß des Projektes sind Validierungsrechnungen für eine aus Flügel, Rumpf, Pylon, Triebwerk, Seitenleitwerk und Höhenleitwerk bestehende Konfiguration im Reiseflug sowie bei Start und Landung vorgesehen.

AG STAB

Ergebnis:

Im Berichtszeitraum wurde für eine generische Rumpf/Seitenleitwerk/Höhenleitwerks-Konfiguration ein 3D-Netz in H-Topologie erzeugt (vgl. Bild 1). Auf diesem Netz wurde dann zur Erprobung des FLOWer-Codes eine Euler-Rechnung für den Fall $\alpha = 4^\circ$, $Ma_\infty = 0.3$ durchgeführt. Eine entsprechende Oberflächendruckverteilung zeigt Bild 2.

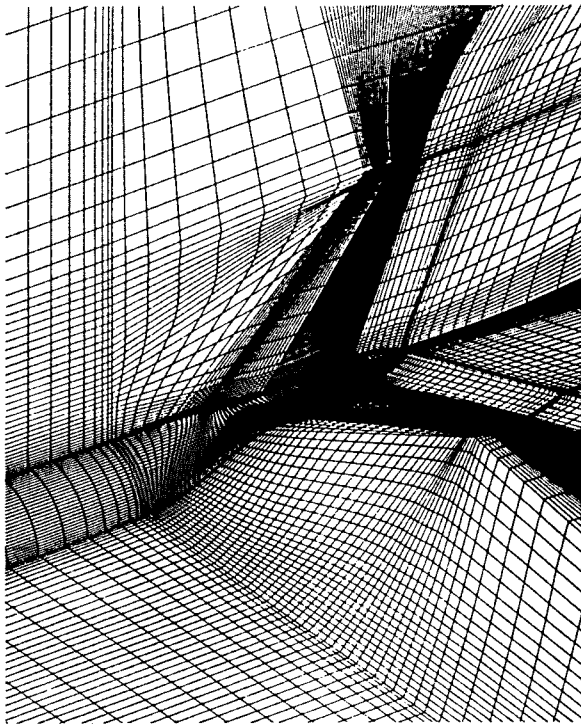
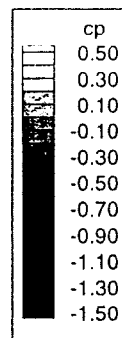


Bild 1: 3D-Netz für generische Rumpf/Leitwerkskonfiguration.



Oberflächendruckverteilung aus Euler-Rechnung fuer generische Rumpf/Leitwerks-Konfiguration bei $\alpha = 4^\circ$ und $Ma_\infty = 0,3$

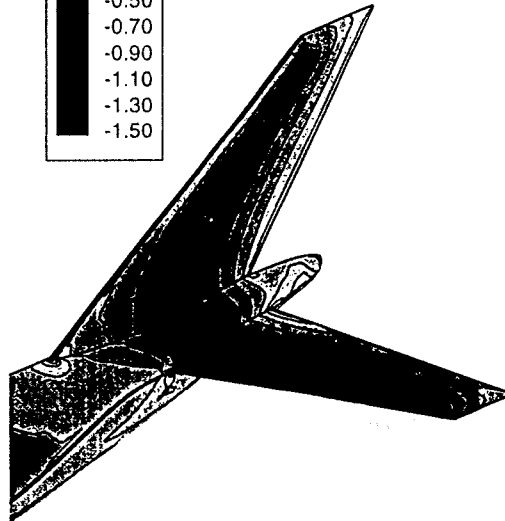


Bild 2: Oberflächendruckverteilung aus Euler-Rechnung für generische Rumpf/Leitwerks-Konfigurationen bei $Ma_\infty = 0.3$; $\alpha = 4^\circ$.

Literatur:

- [1] O. Brodersen, M. Hepperle, A. Ronzheimer, C.-C. Rossow: The Parametric Grid Generation System MegaCads. 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Edit. Soni et. al., NSF Engineering Research Center, Mississippi, USA, April 1 - 5, 1996.
- [2] O. Brodersen, M. Hepperle, A. Ronzheimer, C.-C. Rossow, B. Schöning: Entwicklung des parametrischen Netzgenerierungssystems MegaCads, Statusbericht 1-96, DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik, IB 129-96/1, 1996.

Weiteres Vorgehen:

Nach einer Verfeinerung der Grenzschichtauflösung werden Navier-Stokes Rechnungen auf diesem Netz durchgeführt. Es folgt die Anbindung des Rumpfheck/Leitwerks-Netzsegmentes an das Netz der Flügel/Rumpf-Konfiguration mit anschließenden Validierungsrechnungen auf dem so entstandenen Flügel/Rumpf/Leitwerks-Netz.

Datum:

15.09.1997

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
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH DNW	
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays an Hochauftriebsflügeln Die Untersuchungen sind eingebunden in das Technologievorhaben Hochauftriebskonzepte (HAK) der DASA Airbus.	

Ausgangssituation

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

Ziel

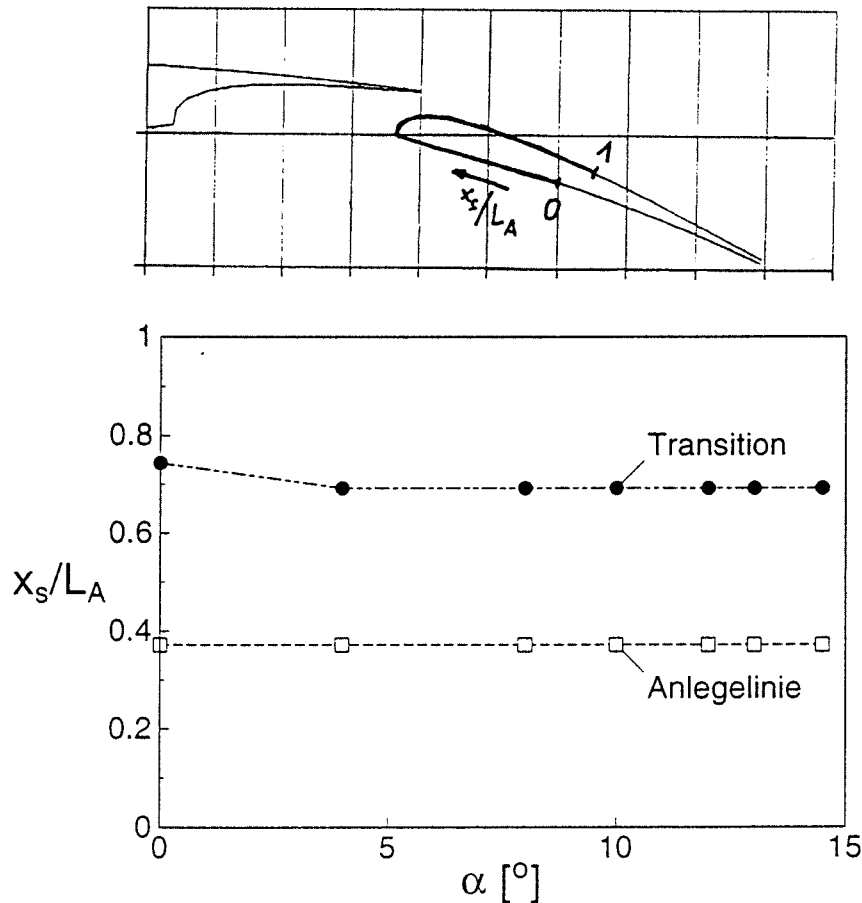
Untersuchung von Grenzschichtphänomenen an Airbus-Hochauftriebsmodellen im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW): Bestimmung der Lage des Umschlages und der Ablösung

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 der Validierungsmessungen für numerische Simulationsverfahren wurden im DNW am Hochauftriebsflügel des Megaliner-Großmodells mit Einfachklappensystem zwei Heißfilmarrays am Hauptflügel/ Fixed Leading Edge und an der Klappe/ Flap eingesetzt. Die Sensoren befanden sich im äußeren Teil des Flügels bei $\eta \approx 0.65$. Pro Array wurden 25 Sensoren betrieben. Vorläufige Ergebnisse zeigen keine Änderungen der Lage von Anlegelinie und Transition mit dem Modellanstellwinkel am Hauptflügel ab $\alpha \approx 5^\circ$ und an der Klappe im gesamten vermessenen α -Bereich.



Lage von Anlegelinie und Transition/ Ablöseblase an der Klappe/ Flap des Megaliner-Hochauftriebsflügels im DNW, Startstellung, $Ma = 0.2$

Literatur

Kreplin, H.-P., Kompenhans, J., Seelhorst, U., Möller, T., Bütetisch, K.-A.: Strömungsfelduntersuchungen an Airbus-Hochauftriebskonfigurationen durch Einsatz fortschrittlicher, störungsfreier Meßverfahren, Posterbeitrag, BMBF/BMWi-Statusseminar „Leitkonzept Megaliner“, Hamburg, 09.-10.06.1997

Weiteres Vorgehen

Detaillierte Auswertung der Messungen am Megaliner-Modell

Datum: 06.05.98

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr.-Ing. J.A. Lieser

Institution: BMW Rolls-Royce GmbH

Adresse: Eschenweg 11
15827 Dahlewitz

Telefon 033/708 6-1978
Telefax 033/708 6-3612

Weitere Partner: DLR Braunschweig, Institut für Entwurfsaerodynamik
EU Programm ENIFAIR

Thema: Reibungsfreie Berechnung von Flugzeugkonfigurationen mit Variation der Position für Turbofan, VHBR und UHBR Triebwerke

Ausgangssituation:

BMW Rolls-Royce entwickelt und produziert Triebwerke der BR 710 Familie im Bereich 15000 - 23000 Pfund Schub. Der Anwendungsbereich reicht von Geschäftsreiseflugzeugen, wie z.B. der Gulfstream V, bis zu 100 Sitzern, wie z.B. der Boeing 717. Insbesondere bei kleineren Flugzeugen mit geringem Bodenabstand ist eine Anordnung von Triebwerken mit größeren Nebenstromverhältnissen eine große Herausforderung. Das Triebwerk rückt unweigerlich sehr nahe an den Flügel heran.

Aufbauend auf das Brite-EuRam Projekt DUPRIN wurde das Projekt EINIFAIR (ENGINE Integration on Future Transport AIRcraft) ins Leben gerufen. BMW Rolls-Royce unterstützt die experimentelle Seite und führt Euler Rechnungen der Flügel, Rumpf, Triebwerks, Pylon-Konfiguration sowie Navier-Stokes Rechnungen isolierter Triebwerke durch.

Ziel:

Ziel der Arbeiten bei BMW Rolls-Royce ist zum einen die Validierung von CFD Methoden zur Berechnung integrierter und isolierter Triebwerke. Zum anderen werden Erfahrungen zum Einfluß der Triebwerksposition gesammelt und die Strahlmischung im Jet bei externer Mischung studiert.

Lösungsweg:

Bei BMW Rolls-Royce bestehen Erfahrungen bei der Anwendung von CFD Methoden unter anderem aus dem DUPRIN Programm. Die Aufgabe bei BMW Rolls-Royce besteht im wesentlichen darin, Kunden bei der Installation und dem Entwurf widerstandsoptimierter Gondeln zu unterstützen, aber auch eigenständig Entwürfe durchzuführen. Da das CFD Verfahren FLOWer die Möglichkeit von Entwurf und Optimierung von installierten sowie isolierten Gondeln bietet, strebt BMW Rolls-Royce eine Beteiligung am MEGAFLOW Verbundprojekt an mit dem Ziel, die Aktivitäten im Bereich Gondelentwurf zu unterstützen. Aus diesem Grund wird MEGAFLOW in ENIFAIR eingesetzt.

Die Netze für die integrierten Triebwerke werden von der DLR zur Verfügung gestellt. Die Netze für isolierte Triebwerke werden von der CIRA (Italien) bereitgestellt. Für die Variation der Triebwerksposition stehen für drei Triebwerstypen mit unterschiedlich grossen Nebenstromverhältnis Netze mit 3 - 4 Position zur Verfügung. Die Hochlage und die Vor- und Rücklage werden variiert. Ausgewertet werden 4 Schnitte auf dem Flügel im Bereich des Triebwerkes, 3 Schnitte auf der Triebwerksgondel sowie die spannweiteige Auftriebsverteilung und die Gesamtbeiwerte.

Ergebnisse:

Die Triebwerksposition wurde in einem Bereich variiert, der innerhalb der üblichen Grenzen liegt. So zeigt sich auch, daß die Druckverteilungen und die Beiwerte nicht signifikant beeinflusst werden. Unterschiede ergeben sich in Details und es lassen sich Tendenzen ablesen. Der Vertikale Abstand wirkt sich sowohl auf der Oberseite als auch auf der Unterseite aus. Der Stoß auf der Oberseite wird immer leicht nach vorne verschoben. Aufgrund eines leichten Druckanstieges auf der Unterseite ergibt sich für kleinere Abstände ein etwas größere Gesamtauftrieb. Da die Einflüsse nur sehr gering sind und es sich um reibungsfrei Rechnungen mit einem kalten Kernstrahl handelt ist bei den Schlußfolgerungen Vorsicht geboten. Deutlich dagegen ist eine Beschleunigung der Strömung im Nasenbereich des Flügels zu erkennen, wenn das Triebwerk in der höheren Position nach hinten rückt. Die Druckverteilungen auf der Gondel werden im hinteren Bereich erwartungsgemäß rumpfseitig stärker beeinflusst als aussen. Auch hier ist der Einfluß gering. Insgesamt zeigt sich, daß der Einfluß der Position innerhalb der empfohlenen Grenzen einen deutlich geringeren Einfluß hat als die Art des Triebwerks an sich.

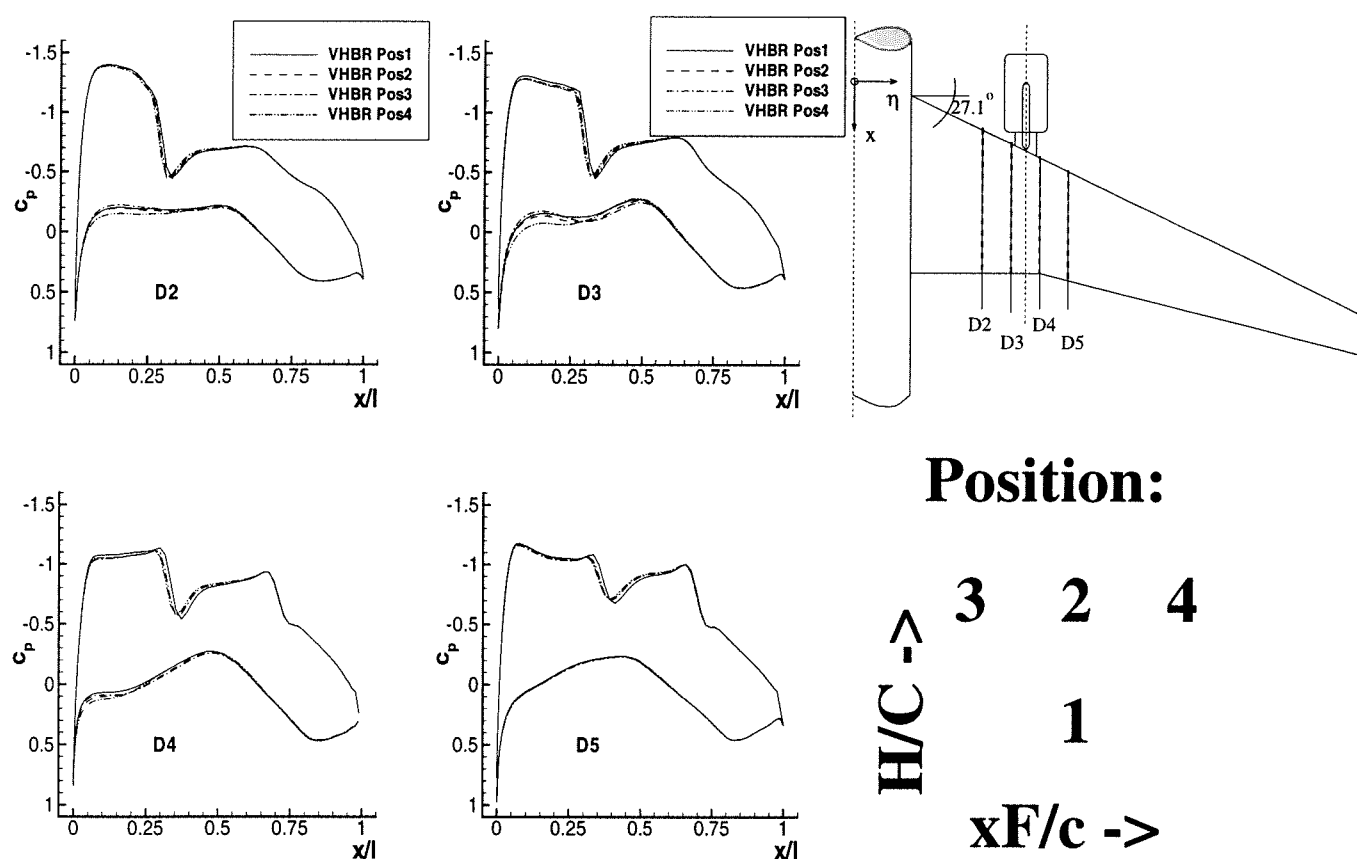


Bild: Einfluß der Position auf die Flügeldruckverteilung im Falle eines VHBR (Very High Bypass) Triebwerkes

Literatur:

H. Hoheisel, Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft. Proceedings of the DLR Workshop Braunschweig. DLR Mitteilung 96-01

C.-C. Rossow, A. Ronzheimer: AGARD Aerodynamic Engine/Airframe Integration for High Performance Aircraft and Missiles, AGARD-CP-498

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. Josef Mertens

Institution DASA - Airbus, EXF

Adresse Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
28183 Bremen

Telefon 0421-538-3802

Telefax 0421-538-2910

e-mail:

weitere Partner DLR Braunschweig, Göttingen und Berlin
TU Berlin, TU Braunschweig, BIAS und HSB Bremen, TH Darmstadt,
TU Hamburg-Harburg, TU (TH) Karlsruhe, TU München, U Stuttgart

Thema Reduktion des aerodynamischen Widerstands (RaWid)

Ausgangssituation Das Technologievorhaben "Reduktion aerodynamischer Widerstand (RaWid)" der DA wird seit zwei Jahren vom BMBF gefördert. Damit verknüpft sind die Verbundvorhaben "MEGAFLOW" (Leitung DLR) und "Transition" (DFG) sowie weitere Beiträge von DLR und Hochschulen.

Ziel Orientierung auf das Leitkonzept MEGALINER (z.B. A3XX, P322) zur Bereitstellung aerodynamischer Technologien für Reisefluggeschwindigkeiten; laufende Abstimmung mit den Arbeiten in den Programmen "Hochauftriebskonfigurationen (HAK)" und "Laminares Seitenleitwerk (ELAS)".

Lösungsweg

Im zweiten Programmjahr wurden weitere technologische Schritte erarbeitet bzw. in Windkanalversuchen verifiziert:

- Analyse von Versuchen zur aktiven Transitionskontrolle
- automatisiertes Straken mit optimierungsgerechter Parametrisierung
- automatisierter Erstentwurf ganzer Flügel mit Optimierer (TFC3, TVC2)
- Entwurf und Windkanalvermessung des nichtlinear gestrakten Referenztragflügels mit fester Wölbung (TFC3)
- Windkanalvermessung des ersten Tragflügels mit variabler Wölbung (TVC1)
- Entwurf des nichtlinear gestrakten Tragflügels mit variabler Wölbung (TVC2)
- Systemuntersuchungen für Absaugenasen: Verschmutzung, Enteisung
- Bauweisenuntersuchungen für Absaugenasen: Laserschweißen, SPF (SuperPlastic Forming)
- Verbesserung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz durch Stoßbeulen:
Profilversuch "SCB" im T2 der ONERA, demnächst im KRG
Auswertung des 3D-Versuchs auf dem TFC1.1 in der ARA
- Neue Versuchs- und Modellbautechniken:
photogrammetrische Modellvermessung im Windkanal
Direkte optische Oberflächenkontrolle bei der Modellfertigung.

weiteres Vorgehen - Weitere Bearbeitung gemäß Vorhabenplan
- Vermessung TVC2-Flügel
- Entwicklung und test VC-Flügel mit Stoßbeule

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh, Dipl.-Ing. Heinz Hansen		
Institution	Ingenieurbüro Daniel Reckzeh, Diepholz im Unterauftrag der Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, Bremen		
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 28199 Bremen	Telefon Fax e-mail:	0421 / 538-2350 0421 / 538-2267 Daniel.Reckzeh@airbus.dasa.de
Thema	Rechnerische und experimentelle Ergebnisse an der A3XX- Hochauftriebskonfiguration H8Y im Rahmen des Forschungsvorhabens HAK II		

Ausgangssituation

Die Anwendung von Rechenverfahren zur Vorhersage des Maximalauftriebes von kompletten Hochauftriebskonfigurationen ist im Entwurfsprozeß von Hochauftriebssystemen bislang nur sehr begrenzt möglich. Den Hauptanteil am Entwurf besitzt deshalb die aufwendige experimentelle Überprüfung und Optimierung der Konfigurationen im Windkanal.

Ziel

Im Rahmen des Forschungsvorhabens HAK II wird bei Daimler-Benz Aerospace Airbus die Weiterentwicklung der vorhandenen Rechenverfahren für den Hochauftrieb verfolgt. Ein Schwerpunkt der Arbeiten wird auf die Entwicklung eines zuverlässigen und vor allem rechenzeitgünstigen Verfahrens zur Bestimmung des Maximalauftriebes gelegt, welches in den Entwurfsprozeß einfügbar sein soll.

Lösungsweg

Im Rahmen von HAK I wurde das Verfahren Q3D [1] entwickelt, mit dem die Polare eines quasi dreidimensionalen Flügels in Hochauftriebskonfiguration durch die Kopplung von Schnittprofil-polarenrechnungen mit einem Tragflächenverfahren berechnet werden kann. Um weitere Validierungsdaten zu erhalten, wurden mit dem Modell H8Y im Juli 1997 Messungen im DNW durchgeführt. Es handelt sich hierbei um die erste Low-Speed-Messung an einem A3XX-Flügelentwurf ohne Behängung. In der Messung zeigte sich, daß die Leistungen sowohl für den clean-Flügel als auch für die Start- und Landekonfigurationen deutlich schlechter als in der rechnerischen Vorhersagen mit Q3D ausfielen. Ursache ist das Auftreten eines Leading-Edge-Stalls im Außenbereich des Tragflügels. Der Grund für dieses Stall-Verhalten liegt im extrem dünnen Profil des H8Y-Flügels, das aus der Auslegungsmachzahl $Ma=0.85$ resultiert. Dieses Ablöseverhalten und seine Auswirkung auf den Maximalauftrieb konnte mit den vorliegenden Verfahren nicht erfaßt und damit bis zur Messung nicht vorhergesagt werden. Von Valrezo/Chen wurde ein empirisch ermitteltes Druckdifferenzenkriterium für die Beurteilung der Ablöse neigung einer Profilumströmung in Abhängigkeit von Mach- und Reynoldszahl veröffentlicht [2]. Der Vergleich dieses Stall-Kriteriums mit den Meßergebnissen ergab eine sehr gute Übereinstimmung der am Slat bzw. am clean-Profil auftretenden kritischen Druckdifferenzen kurz vor Einsetzen der Ablösung. Auch im Vergleich mit Meßergebnissen an anderen Tragflügeln konnte dieses Stall-Kriterium bestätigt werden. Um eine zuverlässigere Vorhersage des Maximalauftriebs zu ermöglichen, wurde das Verfahren Q3D so erweitert, daß eine Stall-Analyse mit diesem Druckdifferenzenkriterium möglich ist. Weiterhin wurde für das Panelverfahren VSAERO ein Post-Processing-Programm erstellt, mit dem die Stall-Analyse der Ergebnisse für die Gesamtkonfiguration möglich ist. Mit diesem Tool ist die Erfassung dreidimensionaler Effekte auf den Maximalauftrieb möglich und es kann das Ablösegebiet auf dem Flügel ermittelt werden.

Ergebnis

In **Bild 1** sind die Ergebnisse der alten und die neuen Q3D-Programmversion für die H8Y-Startkonfiguration dargestellt. Die Berücksichtigung des Stall-Kriteriums ergibt eine sehr gute Übereinstimmung mit den Meßergebnissen, auch für die anderen untersuchten Konfigurationen [3]. In der Stall-Analyse der VSAERO-Ergebnisse für H8Y in clean-Konfiguration konnte ebenfalls eine sehr gute Übereinstimmung des ermittelten Maximalauftriebes mit den Meßergebnissen festgestellt werden (**Bild 2**). Nicht nur der Maximalauftrieb sondern auch das Ablösegebiet auf dem Flügel (**Bild 3**) kann zutreffend bestimmt werden. Auch die Stall-Analyse der VSAERO-Ergebnisse anderer Konfigurationen (A340, A340-Laminarhandschuh, MPC75-TC3) liefert Rechenergebnisse, die dem gemessenen Maximalauftrieb entsprechen.

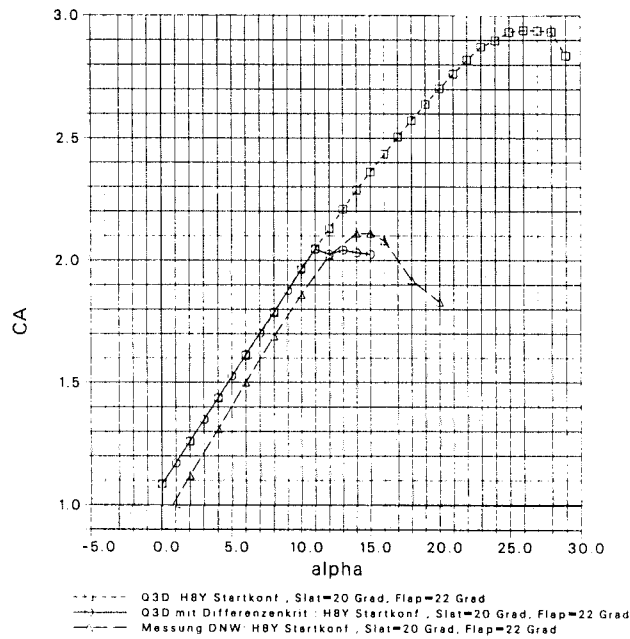


Bild 1: Berechnete Maximalauftriebe mit und ohne Stall-Kriterium, $Re=3 \cdot 10^6$

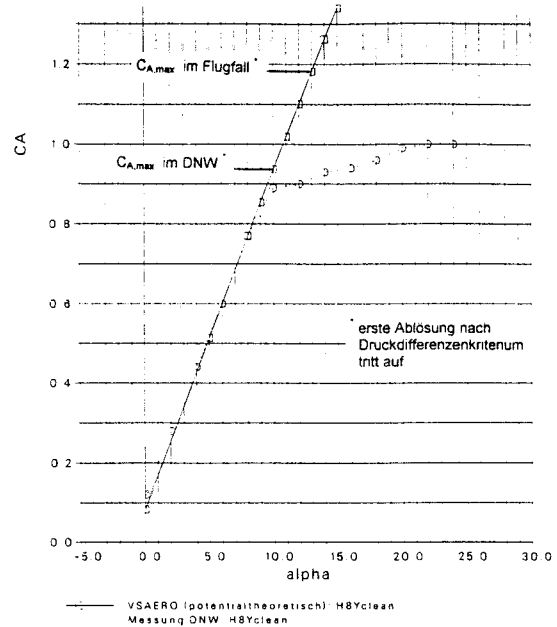


Bild 2: Aus dem VSAERO-Ergebnis bestimmter Maximalauftrieb, $Re=3 \cdot 10^6$ (DNW) und $Re=40 \cdot 10^6$

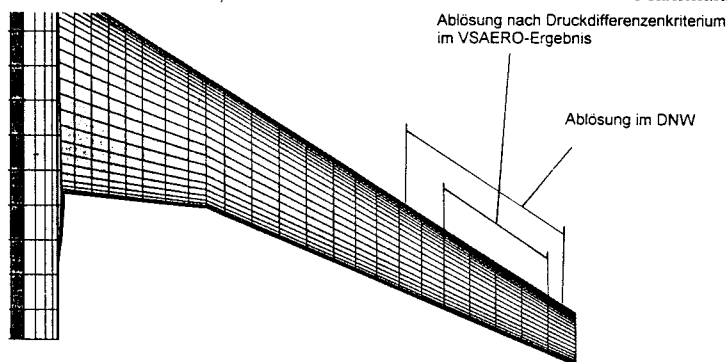


Bild 3: Aus dem VSAERO-Ergebnis bestimmtes Ablösegebiet und DNW-Ergebnis, $Re=3 \cdot 10^6$

weiteres Vorgehen

- Durchführung von weiteren Validierungsrechnungen und Vergleich mit Windkanalergebnissen.
- Überprüfung des von Valrezo/Chen ermittelten Feldes der kritischen Druckdifferenzen in Abhängigkeit von Machzahl, Reynoldszahl und auch Pfeilwinkel anhand von eigenen Windkanalergebnissen, gegebenenfalls Korrektur der kritischen Druckdifferenzen.

Literatur

1. Jakob, K., *Zur rechnerischen Vorhersage des Maximalauftriebs an Flügel-Rumpf-Konfigurationen*, DA-Bericht EF-1993
2. Valrezo, W., Chen, V., *Method for the Prediction of Wing Maximum Lift*, Journal of Aircraft, Vol. 31, No.1, 1994
3. Reckzeh, D., *Ermittlung des Ablöseverhaltens am H8Y-Flügel mit dem Druckdifferenzkriterium*, DA-Bericht EFP-279/97

Datum September 1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dieter Reiners

Institution: Daimler-Benz Forschung

Adresse: Goldsteinstr. 235 Telefon: 069/6679-422
60528 Frankfurt Telefax: 069/6679-412

Thema: Berührungslose Energieübertragung auf bewegte Klappen

Ausgangssituation: Die Stellflächen an den Flügeln heutiger Verkehrsflugzeuge sind weitgehend passive mechanische Strukturen.

Ziel: Bei Adaptiven Stellflächen mit formvariablen Profilen werden Aktuatoren, Sensoren und Elektronik in die Stellflächen integriert. Es werden Verfahren und Systeme zur Energie- und Informationsübertragung auf bewegte Strukturteile benötigt. Flexible Leitungen sind nur geeignet, solange der Drehwinkel und die Zahl der Bewegungszyklen begrenzt ist. Schleifringsysteme benötigen eine intensive Wartung.

Lösungsweg: Kontaktlose Mittelfrequenz-Übertragungssysteme erlauben dagegen eine verschleiß- und wartungsarme Energieübertragung auf bewegte Strukturteile. Solche Übertragungsverfahren gibt es sowohl für lineare als auch für rotatorische Systeme.

Ergebnis: Ergebnis der ersten Konzeptphase ist ein Demonstrator, bei dem eine drehbare Stellfläche mit einer aktiv drehbaren Hinterkante ausgestattet ist. Der Aktuator für die Hinterkante ist in die Stellfläche integriert. Die Energie- und Informationsübertragung erfolgt berührungslos von einer feststehenden Basis (Wingbox) auf die Stellfläche (Flap). Die komplette Energie- und Informatonselektronik ist in die Stellfläche integriert. Mit berührungslosen Energie- und Informationsübertragungssystemen lassen sich komplett vorgefertigte mechatronische Module bauen. Montage und Demontage reduzieren sich auf einfache mechanische Arbeiten. Die Systeme sind ohne elektrische Verdrahtung funktionsbereit.

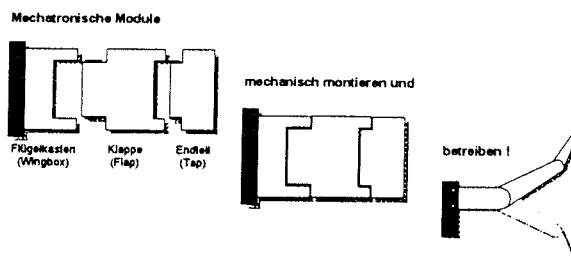


Bild: Mechatronische Module

Weitere Vorgehen: Transfer der Konzepte in neue Flugzeugprojekte

Frankfurt, der 29.7.1997
Rs

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. W. Send

Institution DLR-Institut für Aeroelastik

Adresse Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2387

Telefax: 0551/709-2862

e-mail: W.Send@dlr.de

Weitere Partner Projekt ADIF, Arbeitsgebiet 3230

Thema Der „transonic dip“ - Beobachtungen und Ursache

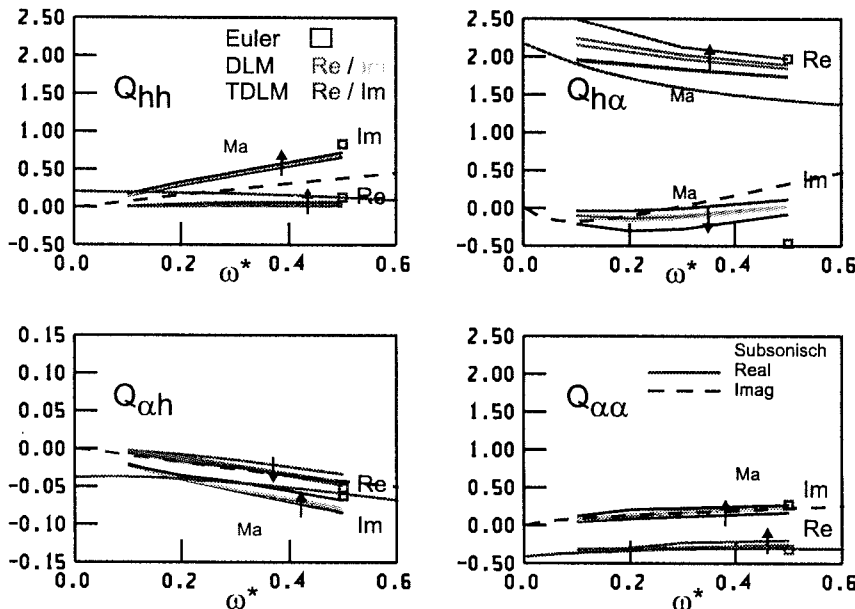
Ausgangssituation

Vor 14 Jahren erschienen die ersten vergleichenden Aussagen zur Stabilitätsgrenze eines Tragflügels, dessen Luftkräfte mit subsonischer und transsonischer Theorie berechnet wurden (Edwards et al., 1983). Als Bewegungsform war eine gekoppelte Schlag- und Drehschwingung vorgegeben. Während die subsonische Theorie den bekannten linearen Abfall der Stabilitätsgrenze über der Machzahl zeigt, steigt mit Einschluß transsonischer Effekte die Stabilitätsgrenze bei etwa $Ma=0.8$ wieder an. Bald darauf wird gezeigt (Zwaan, 1984), daß dieser Anstieg nur vorübergehend stattfindet und die Stabilitätsgrenze mit weiter steigender Machzahl erneut abfällt.

Der „transonic dip“ genannte Effekt der Einbuchtung der Stabilitätsgrenze ist durch zahlreiche theoretische und experimentelle Untersuchungen bestätigt. Die Genauigkeit der theoretischen Vorhersage des Stabilitätsverhaltens eines Tragflügels gilt als Gradmesser für die Güte der verwendeten Luftkraftberechnungen. Für einen Pfeilflügel sind im unteren Diagramm die generalisierten Luftkräfte bei Biegung und Torsion im Vergleich dargestellt (Send, Voß, Wegner, 1994). Als Machzahlen sind 0.6, 0.77 und 0.82 gewählt für $\omega^*=0.1$ bis 0.5; die durchlaufenden subsonischen Daten gelten für $Ma=0.8$.

Ziel

Im Rahmen der Weiterentwicklung der Tragflächen für die Airbus-Familie werden konturadaptive Maßnahmen (u.a. Ausbeulen der Tragfläche im Fußpunkt des Stoßes) untersucht, deren Auswirkung auf das Stabilitätsverhalten der Tragfläche derzeit nicht bekannt ist. Die Stoßlage hat wesentlichen Einfluß auf die instationären Luftkräfte und damit auf die Veränderung der Stabilitätsgrenze über der Machzahl.



Harmonische Luftkräfte für einen Pfeilflügel
Vergleich subsonischer und transsonischer Theorien (LANN-Flügel)

Lösungsweg

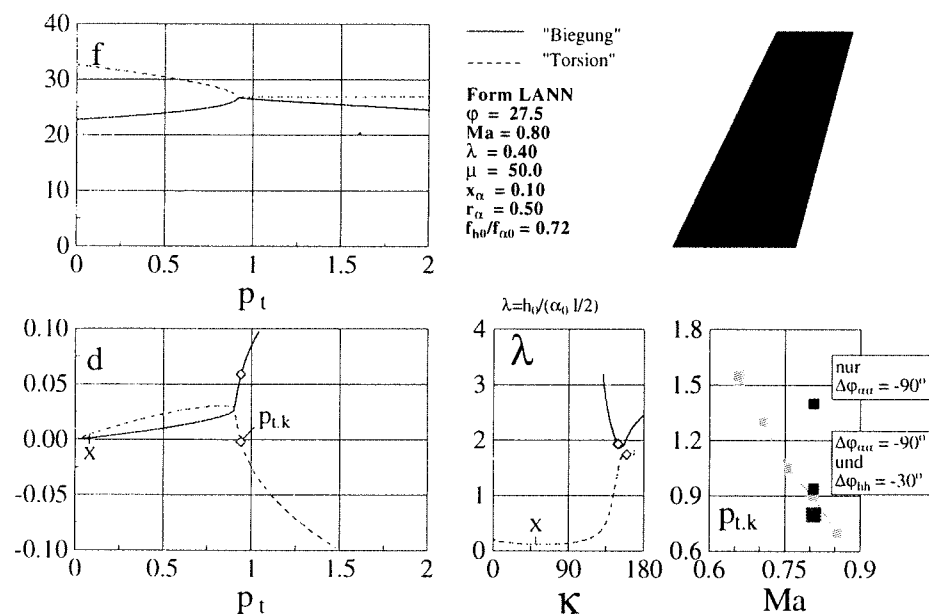
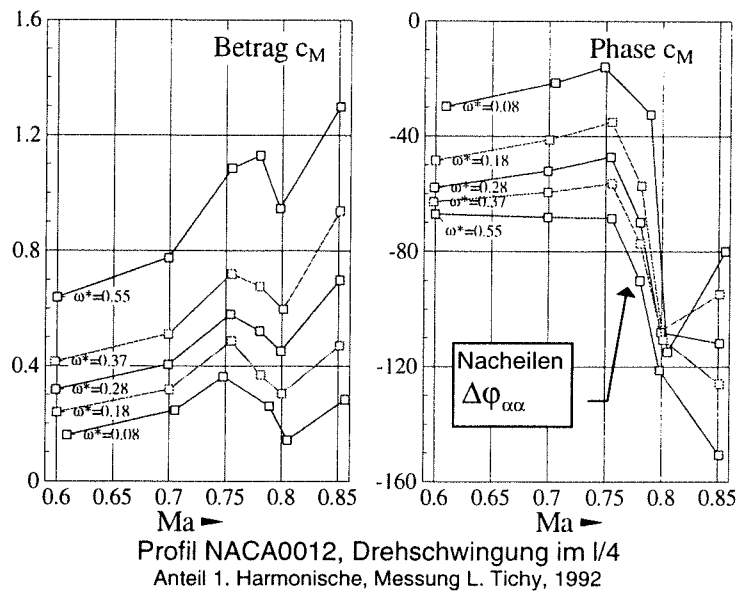
Für die in zahlreichen Experimenten vermessene, unter dem Namen *AMP-Flügel* bekannte Tragfläche (Modell des A340 Flügels) sollen theoretische Stabilitätsanalysen mit und ohne Konturbeule durchgeführt werden, um die Auswirkungen der Konturänderung an einer 3D-Konfiguration beurteilen zu können.

Wegen des erheblichen Rechenaufwands für 3D-Luftkräfte (und der begrenzten Aussagekraft von CFD-Rechnungen für die Stoßlage) sind vom Autor mit subsonischen Luftkräften vergleichende Studien angestellt worden, wobei die subsonischen Luftkräfte gemäß ihrer gemessenen Veränderung in trans-

sonischer Strömung variiert worden sind. Dazu sind experimentelle Daten über instationäre Luftkräfte (Tichy, 1992) ausgewertet worden. Das nebenstehende Bild zeigt exemplarisch den harmonischen Anteil des Moments der Drehschwingung über der Machzahl und in Abhängigkeit von der reduzierten Frequenz. Deutlich erkennbar ist das starke Nacheilen der Phase bei $Ma=0.8$, das entscheidenden Einfluß auf das Stabilitätsverhalten hat.

Ergebnisse

Die Parameterstudien haben ein für den Autor überraschend klares und eindeutiges Ergebnis geliefert: Verantwortlich für den Wiederanstieg der Stabilitätsgrenze mit wachsender Machzahl ist im wesentlichen nur das Nacheilen der Phasenlage des Momentes der Drehbewegung (obige Grafik). Die nebenstehende Studie für $Ma=0.8$ zeigt die beiden Eigenwerte und -vektoren zu gegebenen mechanischen Größen. Das Symbol $\diamond$ markiert einen Flutterpunkt im



Parameterstudie zum *transonic dip*

Einfluß der Phasenlage des Momentes der Drehbewegung

Bewegungsform: gekoppelte Biege- und Torsionsschwingung (h, α), ohne Strukturdämpfung

einzelnen Parameter auf das Stabilitätsverhalten eines Pfeilflügels. Von den acht Luftkraftgrößen (Betrag, Phase für Q_{ij}) ist zu gegebenen mechanischen Größen nur die Phasenlage des Moments in der Lage, den geschilderten Wiederanstieg der Stabilitätsgrenze mit wachsender Machzahl zu bewirken.

Weiteres Vorgehen

Die instationären Luftkräfte eines Tragflügels mit und ohne Konturveränderung müssen gemessen und gerechnet werden. Der Vergleich der harmonischen Anteile sollte unmittelbar den zu erwartenden Einfluß auf die Stabilitätsgrenze aufzeigen. Ein FE-Modell des AMP-Flügels mit Modellierung der Oberfläche ist entwickelt worden, um Analysen im Zeitbereich mit mehr Freiheitsgraden rechnen zu können.

Literatur

- Edwards, J.W., et al., Time-Marching Transonic Flutter Solutions Including Angle-of-Attack Effects, J. Aircraft, **20** (1983), 899-906
- Zwann, R.J., Verification of Calculation Methods for Unsteady Airloads in the Prediction of Transonic Flutter, AIAA-84-0871
- Send, W., Voß, R., Wegner, W., Das aeroelastische System „Flügel mit Triebwerken“ als Funktion der aerodynamischen Modellbildung, DGLR-Jahrbuch 1994, Band III, 705-714
- Tichy, L., Ergebnisse von Druck- und Kraftmessungen an einem in transsonischer Strömung harmonisch bewegten NACA-0012-Profil, erschienen als DLR-IB 232-91 J 03

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. D. Strohmeyer, Dipl.-Ing. R. Seubert

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

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

Thema Kalibrierung des Panelverfahrens HISSS zur Abschätzung des aerodynamischen Potentials von Dreiflächen-Verkehrsflugzeugen

Ausgangssituation

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

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

Um im Rahmen von Vorentwurfsstudien die Aerodynamik dieser Konfigurationen unter Berücksichtigung von Interferenzeffekten zwischen den Tragflächen mit minimalem Rechenzeitaufwand zu modellieren, bietet sich der Einsatz von Panelverfahren an.

Ziel

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

Lösungsweg

- Definition einer generischen Dreiflächenkonfiguration
- Generierung von Oberflächen- und Nachlauf-Panelnetzen
- Kalibrierung des Panelverfahrens HISSS hinsichtlich:
 - o Netztopologie
 - o Netzfeinheit
 - o Nachlaufführung
 - o Widerstandskorrektur im Transschall

zur Beschreibung der Aerodynamik von Dreiflächenflugzeugen im Unter- und Transschall

Ergebnis

Die generische Dreiflächenkonfiguration mit feinem Oberflächennetz (5920 Panel, CH-Topologie) ist in **Bild 1** dargestellt. Untersuchungen zur Netztopologie zeigen Vorteile von C-Netzen um Flügel- und Leitwerksanschluß gegenüber einer reinen H-Topologie. Durch die homogenere Zellstruktur und Zellgrößenverteilung lassen sich numerische Schwierigkeiten vermeiden.

Die Netzfeinheitsstudie zeigt, daß bereits eine vergleichsweise grobe Panellierung gute Ergebnisse für den Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert liefert, **Bild 2**. Zur korrekten Erfassung des induzierten Widerstandes via Oberflächenintegration des Druckbeiwertes ist eine feine Panellierung jedoch unumgänglich. Eine Bestimmung des induzierten Widerstands durch Integration in der Trefftz-Ebene ist derzeit ebenso Gegenstand der Untersuchung, wie die Widerstandskorrektur im Transschall nach Hoerner.

Der Einfluß der Nachlaufführung auf die Druckverteilung und aerodynamischen Beiwerte ist marginal. Als zweckmäßig hat sich eine Führung des Nachlaufs auf konstanter Höhe der jeweiligen Hinterkante bis etwa 200 Körperlängen stromab der Konfiguration herausgestellt.

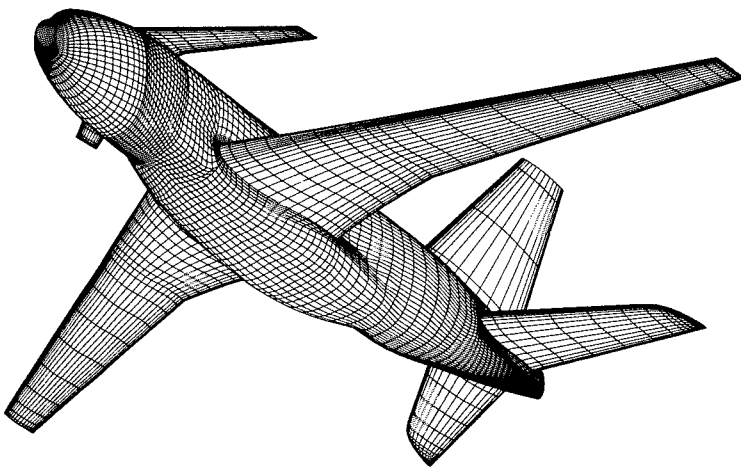


Bild 1 Generische Dreiflächenkonfiguration mit feinem Panelnetz (5920 Panel)

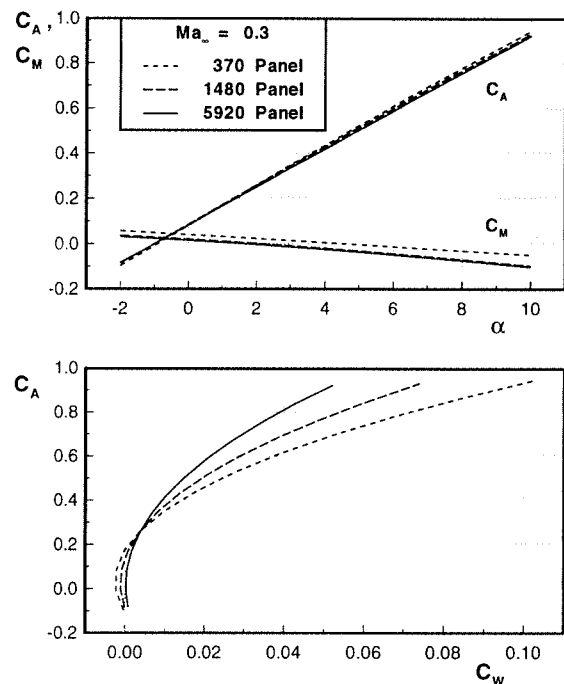


Bild 2 Einfluß der Netzfeinheit auf die aerodynamischen Beiwerte

Literatur

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

weiteres Vorgehen

Implementierung des Panelcodes HISSS in das Gesamtentwurfsverfahren PRADO zur Auslegung und Optimierung von Dreiflächenflugzeugen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis
Ansprechpartner Dipl.-Ing. Frank Tinapp, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche
Institution Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin
Adresse Marchstr. 14, Sekr. F2, Telefon: 030 / 314 24426
10587 Berlin Telefax: 030 / 314 22955

Weitere Partner

Thema Ablösekontrolle an einer Tragflügel-Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation

Die höchsten Auftriebsbeiwerte werden von einem Tragflügelprofil im Langsamflug (Start und Landung) verlangt. Ohne zusätzliche Auftriebshilfen kommt es hierbei aufgrund der erforderlichen hohen Profilanstellwinkel in der Regel zu Strömungsablösungen auf der Profiloberseite. Die üblicherweise genutzten Unterstützungsmaßnahmen (Klappensysteme und Vorflügel) sind mechanisch aufwendig und u.U. sehr komplex in ihrer Gestaltung und Auslegung /1/. Die aktive Strömungskontrolle bietet hier eine zusätzliche Möglichkeit, Ablösung im Hochauftrieb zu verhindern oder aber zumindest hin zu höheren Anstellwinkeln zu verschieben /2/ /3/.

Ziel

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist die Entwicklung und Erprobung eines technischen Konzepts zur aktiven Ablösekontrolle an der Hinterkantenklappe einer einfachen Hochauftriebskonfiguration mit dem Zweck, den maximalen Anstellwinkel ohne Auftriebsverlust hin zu höheren Werten zu verschieben.

Lösungsweg

Als Versuchsmodell kommt ein Einfachspaltflügel mit NACA 4412 Hauptprofil und NACA 4415 Klappenprofil zum Einsatz, wobei der Anstellwinkel des Hauptprofiles mit 8° fest eingestellt ist und der Klappenwinkel von 20° bis 50° verändert werden kann (Bild 1). Die dynamische Strömungsanregung erfolgt durch periodisches Ausblasen senkrecht zur Profiloberfläche durch einen schmalen Schlitz in unmittelbarer Nähe der Klappen Vorderkante. Die Experimente wurden sowohl im Wasserkanal als auch im Niedergeschwindigkeitswindkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt bei einer Reynoldszahl von 150.000 durchgeführt. Dabei wurde im Wasserkanal ein 2-Kanal LDA-System zur Messung der Geschwindigkeits- und Turbulenzkomponenten eingesetzt, während im Windkanal Druckverteilungsmessungen auf Profil und Klappe durchgeführt wurden.

Ergebnis

Die Strömung um die in Bild 1 gezeigte Konfiguration löst bei einem Klappenwinkel größer als 37° über der Klappe ab und bildet ein großes Rezirkulationsgebiet (Bild 2a). Ein Wiederanlegen kann durch periodisches Anregen der Strömung an der Vorderkante der Klappe erreicht werden (Bild 2b). Der resultierende Auftriebsbeiwert wurde durch Messung der statischen Druckverteilung bei verschiedenen Klappenanstellwinkeln jeweils für den Fall ohne/mit Anregung ermittelt und ist in Bild 3 grafisch dargestellt. Man kann leicht erkennen, daß durch die Anregung eine komplette Strömungsablösung auf der Klappe über einen deutlich erweiterten Anstellwinkelbereich verhindert wird, was einen deutlichen Anstieg des c_a -Wertes im Vergleich zur Strömung ohne Anregung zur Folge hat.

Periodisches Ausblasen

8°



20°-50°

Bild 1: Skizze der Hochauftriebs-konfiguration bestehend aus NACA 4412 Hauptprofil und NACA 4415 Klappenprofil mit Ausblaseschlitz.

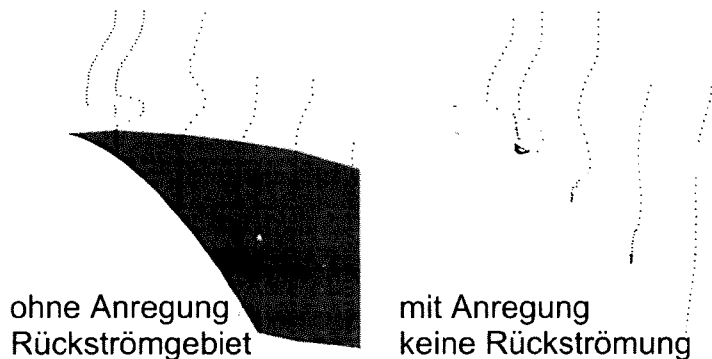


Bild 2: Strömung über der Hinterkantenklappe bei 43° Klappenanstellwinkel. Fall A: Abgelöste Strömung ohne Anregung, Fall B: Wiederanlegen der Strömung bei periodischer Anregung ($f=14$ Hz) an der Klappenvorderkante. (LDA-Messungen im Wasserkanal)

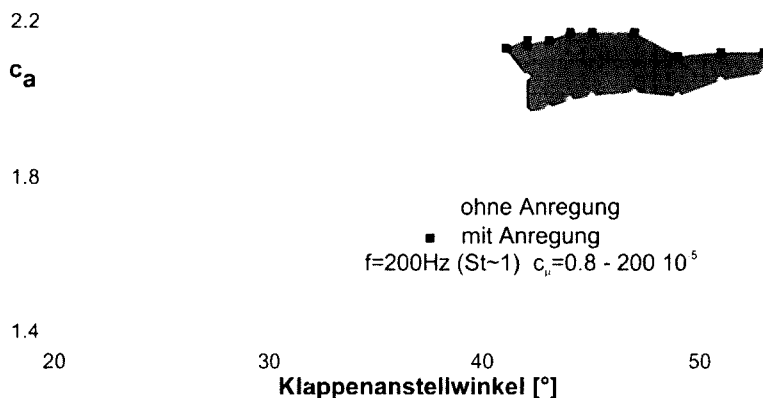


Bild 3: Aufgelöste Polare für den Fall ohne/mit Anregung. (Messungen im Windkanal)

Literatur

- /1/ AGARD CP515 (1993): High-Lift System Aerodynamics, AGARD CP515
- /2/ Hsiao, F.B., Liu, C.F., Shyu, L.Y. (1990): Control of Wall-Separated Flow by Internal Acoustic Excitation, AIAA-Journal, Vol. 28, No. 8, pp. 1440
- /3/ Seifert, A., Darabi, A., Wygnanski, I. (1994): On the Delay of Airfoil Stall by Periodic Excitation, AIAA-Paper, 93-3264 & 94-2608

Weiteres Vorgehen

Durch weitergehende Untersuchungen sowohl im Wasserkanal als auch im Windkanal soll insbesondere die Rezeptivität der komplexen Scherschichten im Bereich der Hinterkantenklappe gegenüber der Anregung untersucht werden.

Datum 29.9.1997

Mitteilung

Projektgruppe Flügel großer Streckung
/Fachkreis

Ansprechpartner L. Türk, D. Coors, D. Jacob

Institution Lehrstuhl und Institut für Luft- und Raumfahrt
RWTH Aachen

Adresse Wüllnerstraße 7 Telefon: 0241-806800
D-52062 Aachen Telefax: 0241-8888-233
e-mail: ilr@lu.ilr.rwth-aachen.de

Thema **Numerische Simulation des Verhaltens von Wirbeln in Bodennähe**

Ausgangssituation

Zur Reduzierung der Gefährdung von Flugzeugen durch die Wirbelsysteme vorausfliegender Maschinen wird ein erheblicher räumlicher bzw. zeitlicher Mindestabstand zwischen den einzelnen Flugzeugen eingehalten, innerhalb dessen sich die Wirbel abschwächen und/oder aus einer gegebenen Flugbahn entfernen. Dieser Mindestabstand schränkt die Start- und Landekapazität an Flughäfen stark ein, weswegen versucht wird, die Abstände so weit wie möglich zu reduzieren. Hierfür sind unter anderem möglichst gute Kenntnisse über die Wirbeldynamik notwendig.

Ziel

Ziel der Untersuchungen ist es, die Wirbeldynamik in Bodennähe besser zu verstehen und vorherzusagen zu können, um so die Mindestabstände zwischen den Flugzeugen möglichst weit reduziert zu können, ohne daß es zum Einfliegen eines Flugzeugs in die Wirbel einer anderen Maschine kommt.

Lösungsweg

Die Annäherung verschiedener Wirbelpaare an den Boden und die sich ausbildende Bodengrenzschicht und die aus der Grenzschicht entstehenden Sekundär- und Tertiärwirbel wurden mittels der 2D-Vorticity-Stromfunktions-Formulierung simuliert. Die Wirbeldynamik und die maximale Reboundhöhe der Primärwirbel wurde analysiert und die Abhängigkeit von den Parametern der jeweiligen Konfiguration (der Zirkulation Γ_0 , der Reynoldszahl Re_r und der Ausgangshöhe z_0 des Wirbelpaares) untersucht. Die Ergebnisse der numerischen Simulationen wurden mittels theoretischer Betrachtungen überprüft und bestätigt.

Ergebnis

Die Untersuchungen zeigen, daß es bei Annäherung eines Wirbelpaares an den Boden durch die Bodengrenzschicht und der sich daraus bildenden Sekundär- und Tertiärwirbel (vgl. Abb. 1) stets zu einem Wiederaufstieg der Primärwirbel kommt. Die Stärke dieses Rebounds hängt von der Reynoldszahl der Strömung ab. So ergibt sich bei ansonsten identischen Anfangsbedingungen für eine größere Reynoldszahl eine geringere minimale Höhe der Primärwirbel über dem Boden und nach dem Rebound eine größere Krümmung der Bahnkurve der Primärwirbel (vgl. Abb. 2), so daß die maximale Wiederaufstiegshöhe nach dem Rebound mit steigender Reynoldszahl abnimmt. Die mit steigender Reynoldszahl zunehmende Krümmung der Bahnkurve der Primärwirbel kann durch

theoretische Betrachtungen zum Schwerpunkt der 2D-Vorticityverteilung einer Halbebene erklärt werden. So konnte mit Hilfe dieser Betrachtungen gezeigt werden, daß für den Krümmungsradius k der ersten Schleife der Bahnkurve des Primärwirbels

$$k \approx \left| \frac{c \cdot \Gamma_s}{\Gamma_p + \Gamma_s} \right| \quad \text{I}$$

gilt, wobei c den Abstand zwischen Primär- und Sekundärwirbel und Γ_p bzw. Γ_s die Zirkulation der Wirbel bezeichnet. Da für steigende Reynoldszahlen der Abstand c der Wirbel und die Zirkulation Γ_s des Sekundärwirbels sinkt, ergibt sich die beobachtete Abnahme des Krümmungsradius k der Bahnkurve des Primärwirbels bei steigender Reynoldszahl. Aus Betrachtungen zum Schwerpunkt der 2D-Vorticityverteilung und unter Berücksichtigung der beobachteten, näherungsweise symmetrischen Verteilung der aus der Grenzschicht stammenden Vorticity um die jeweiligen Primärwirbel (vgl. Abb. 1e-f) kann auch eine Grenze für die maximal mögliche, endgültige Höhe $z_{p,\tau \rightarrow \infty}$ der Primärwirbel bestimmt werden. So ergibt sich mit dem Abstand $b_{p,z \rightarrow \infty}$ zwischen den beiden Primärwirbeln bei $z \rightarrow \infty$ für die maximale Höhe $z_{p,\tau \rightarrow \infty}$ der Primärwirbel die Grenze

$$z_{p,\tau \rightarrow \infty} \leq \frac{b_{p,z \rightarrow \infty}}{2} \cdot \frac{\Gamma_p}{\Gamma_p + \Gamma_{Ga}} \quad \text{II}$$

Γ_{Ga} bezeichnet hierbei die aus der Grenzschicht stammende, jedoch vom Boden abgelöste Zirkulation einer Halbebene. Nach Gleichung II hängt $z_{p,\tau \rightarrow \infty}$ also direkt vom Verhältnis Γ_{Ga}/Γ_p ab, wobei Γ_{Ga} eine Funktion der Reynoldszahl ist. Im untersuchten Reynoldszahlenbereich von $Re_\tau = 760$ -7600 betrug das Verhältnis Γ_{Ga}/Γ_p für $\tau \gg 0$ bis zu -68%, womit sich $z_{p,\tau \rightarrow \infty} \leq 3.14 \cdot b_{p,z \rightarrow \infty}/2$ ergibt.

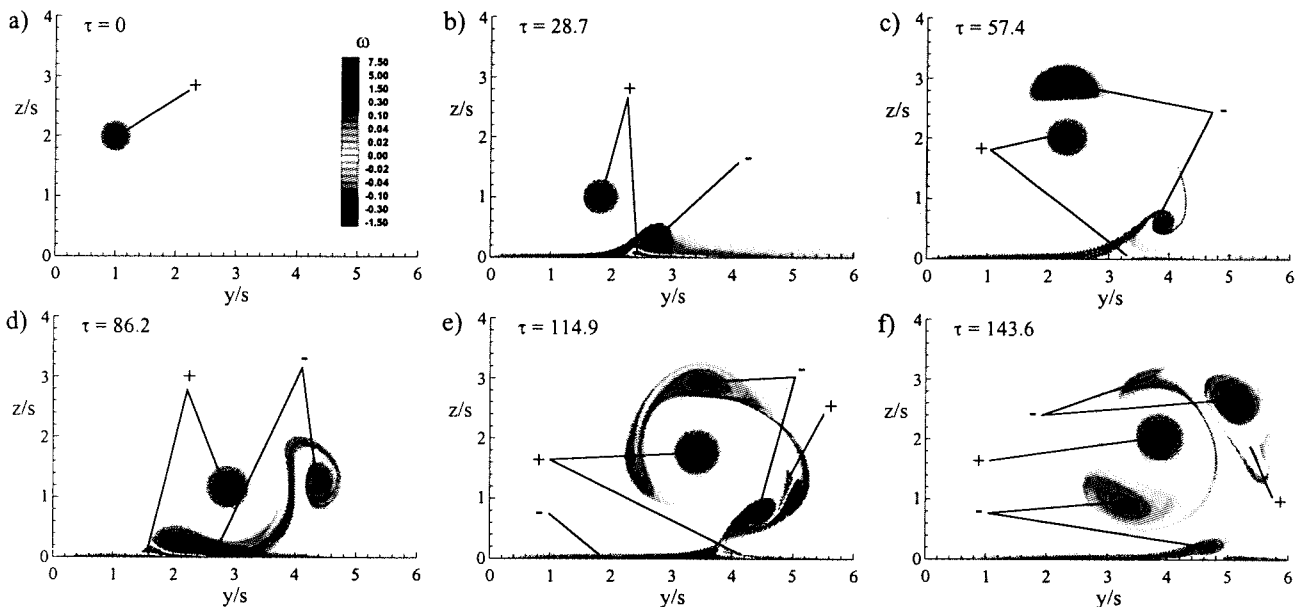


Abb. 1 Zeitliche Entwicklung der Vorticityverteilung $\omega(y,z)$ bei Annäherung eines Wirbelpaares an den Boden mit $Re_\tau = 2280$ (dargestellt ist die rechte Halbebene, Vorzeichen geben die Drehrichtung der Vorticity an)

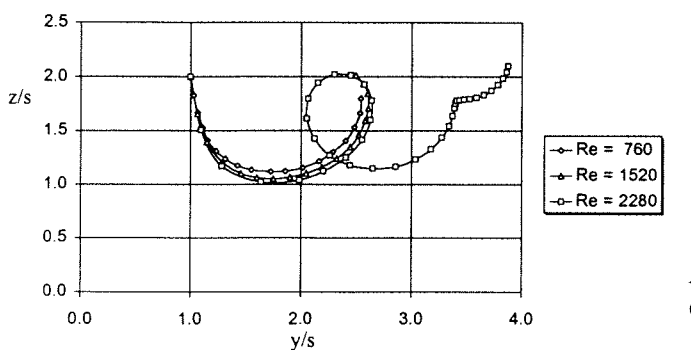


Abb. 2 Bahnkurven des Primärwirbels der rechten Halbebene für verschiedenen Reynoldszahlen Re_τ

Mitteilung

Projektgruppe Flügel großer Streckung

Ansprechpartner V. Wendt, G. Schewe

Institution DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709 2366
Fax 0551 / 709 2862
e-mail volker.wendt@dlr.de

weitere Partner Ch. Klein, R. Engler, G. Höhler
DLR, Institut für Strömungsmechanik

Thema

Experimentelle Untersuchungen an schwingenden Profilen im transsonischen Windkanal Göttingen (TWG)

Ausgangssituation

Die Flugerprobung des A340 hat gezeigt, daß allgemein bei Flügeln großer Spannweite der instationären Aerodynamik und der Aeroelastik ein hoher Stellenwert einzuräumen ist. Ein spezielles Problem bei Tragflügeln im schallnahen Geschwindigkeitsbereich ist dabei der Verlauf der Flattergeschwindigkeit über der Machzahl. Es zeigt sich nämlich ein ausgeprägtes Minimum der Flattergeschwindigkeit bei transsonischen Machzahlen, das als „transonic dip“ bezeichnet wird. Für dieses Minimum sind komplizierte Wechselwirkungen zwischen Grenzschichtzustand, Verdichtungsstoß und Ablösung verantwortlich, die noch nicht verstanden werden. Das Verständnis der physikalischen Vorgänge ist aber essentiell für die zur Zeit in der Entwicklung befindlichen CFD-Codes, die den „transonic dip“ berechnen können sollen. Die dafür notwendigen Experimente wurden 1995 mit Flatteruntersuchungen an konventionellen und superkritischen zweidimensionalen Profilen im TWG begonnen und in den Jahren 1996 und 1997 fortgesetzt.

Ziel

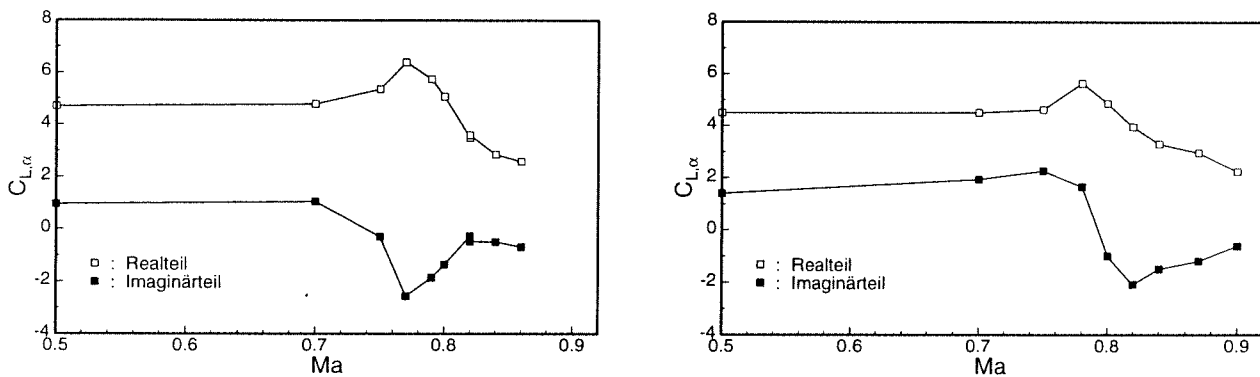
Ziel ist es, das Verständnis der physikalischen Vorgänge beim „transonic dip“ zu erweitern. Ferner sollen die Experimente Hinweise zur geeigneten numerischen Modellierung liefern und konkrete Vergleichsdaten zur Validierung numerischer Verfahren bereitstellen.

Lösungsweg

Aufbauend auf den Ergebnissen aus Flattermessungen und Messungen an zu Schlagschwingungen erregten 2D-Profilen wurden Messungen an torsionsschwingenden 2D-Profilen durchgeführt. Dazu wurde ein speziell für den TWG entwickelter Nickversuchsstand gebaut. Der TWG eignet sich aufgrund seiner Geometrie und der Zugänglichkeit der Meßstrecke außerordentlich gut für derartige Untersuchungen. Neben Kraftmessungen mit einer Piezowaage, berührungslosen optischen Verfahren zur Positionserfassung des Modells und instationären Druckmessungen mit Kulites, kamen, in Zusammenarbeit mit dem Institut für Strömungsmechanik, auch Heißfilmeßtechnik und Druckmessungen mit druckempfindlicher Farbe (PSP) zum Einsatz.

Ergebnis

Das folgende Bild zeigt die instationären Auftriebsbeiwerte an einem superkritischen Profil (NLR7301) bei einer Torsionsfrequenz des Profils von 34 Hz als Funktion der Machzahl für zwei unterschiedliche Anstellwinkel. Man erkennt deutliche Maxima bzw. Minima im Real- bzw. Imaginärteil des Auftriebsbeiwertes, was einen Phasensprung anzeigt. Die Lage dieser Extremwerte stimmt mit der Lage des „transonic dip“, wie er aus Flattermessungen bekannt ist, überein. Insbesondere zeigt sich eine Verschiebung des „transonic dip“ zu kleineren Machzahlen mit größer werdendem Anstellwinkel. Die instationären Beiwerte, die aus unabhängigen Messungen bei Torsions- und Schlagschwingungen gewonnen wurden, dienen außerdem als Input für Flatterrechnungen.



Instationäre Auftriebsbeiwerte, links: $\alpha = 1.0^\circ$, $\Delta\alpha = 0.6^\circ$, rechts: $\alpha = 0.24^\circ$, $\Delta\alpha = 0.6^\circ$

Die Messungen mit druckempfindlicher Farbe (PSP) zeigen im stationären Fall eine sehr gute quantitative Übereinstimmung mit konventionellen Druckmessungen (Kulites). Im instationären Fall ist die Auswertung noch nicht abgeschlossen, so daß hier noch keine abschließende Aussage gemacht werden kann. Dennoch scheint die PSP-Technik, insbesondere wegen ihres Charakters als Feldmeßverfahren, sehr vielversprechend zu sein.

Die Heißfilmmessungen liefern prinzipiell gute Ergebnisse zur Bestimmung der Transitionslage am schwingenden Profil. Die Wanderung der Transitionslage während der Schwingung ist gut zu sehen. Mit steigendem Anstellwinkel wandert der Ort der Transition in Richtung Profilvorderkante um sich dann, nach Überschreiten des Anstellwinkelmaximums, in entgegengesetzte Richtung zu verlagern. Aufgrund der relativ schlechten Oberflächenbeschaffenheit der verwendeten Heißfilmfolie ist es nicht möglich Aussagen über die „wirkliche“ Transitionslage zu machen, da die Transition durch die Folie selbst hervorgerufen wird. Die Messungen zeigen aber die prinzipielle Anwendbarkeit der Heißfilmtechnik zur Transitionsbestimmung an schwingenden Modellen.

weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung der gemessenen Daten. Überprüfung der Anwendbarkeit der PSP-Technik für instationäre Profilmessungen. Weiterhin sind Flatteruntersuchungen und instationäre Messungen an einem schwingenden superkritischen Profil mit einer Konturbeule geplant. Die Konturbeule dient dabei der Abschwächung des Verdichtungsstoßes und einer damit verbundenen Reduzierung des Wellenwiderstandes.

Datum

11.03.98

Mitteilung

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

Die an den Aufpunktorten berechneten Druckspektren lassen ab $\alpha = 25^\circ$ deutliche Amplitudenüberhöhungen erkennen, vgl. Bild. 3. Dies spiegelt die im Strömungsfeld vorherrschenden quasi-periodischen Fluktuationen wieder. Daß sich diese den Wanddruckschwankungen aufprägen, wird auch durch die Ergebnisse der direkten Druckmessungen belegt.

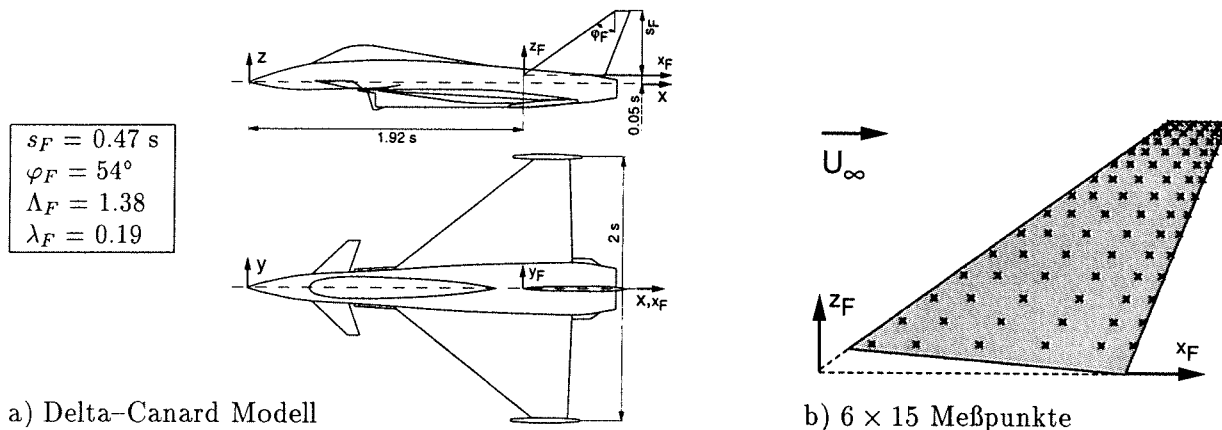


Bild 1: Delta-Canard Konfiguration und Aufpunktorte bzw. Orte der Geschwindigkeitsmessung am Seitenleitwerk.

- $\square, \diamond, \triangle$: Berechnete und gemessene $c_{p,rms}$ -Werte (jeweils über eine Leitwerksseite gemittelt)
- [: Bereich zwischen minimalen und maximalen berechneten $c_{p,rms}$ -Werten
- Grau gefärbt: Bereich der gemessenen $c_{p,rms}$ -Werte beider Leitwerksseiten

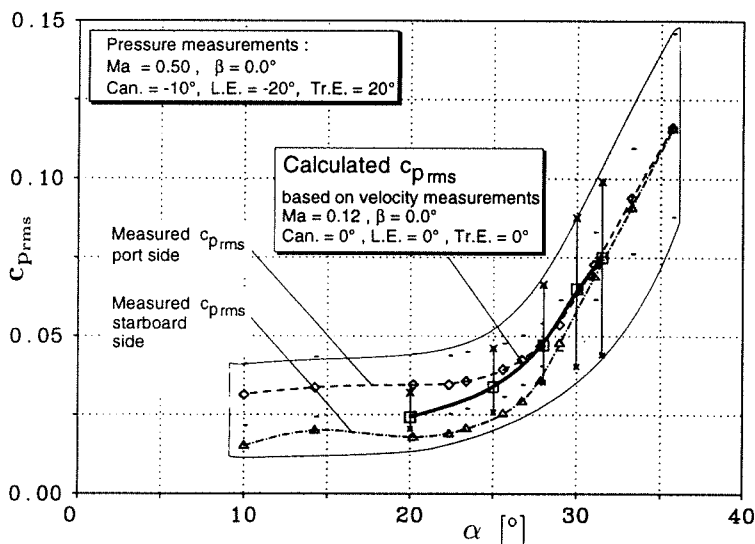


Bild 2: Vergleich der berechneten und gemessenen instationären Drücke $c_{p,rms}$ am Seitenleitwerk der Delta-Canard-Konfiguration als Funktion des Anstellwinkels.

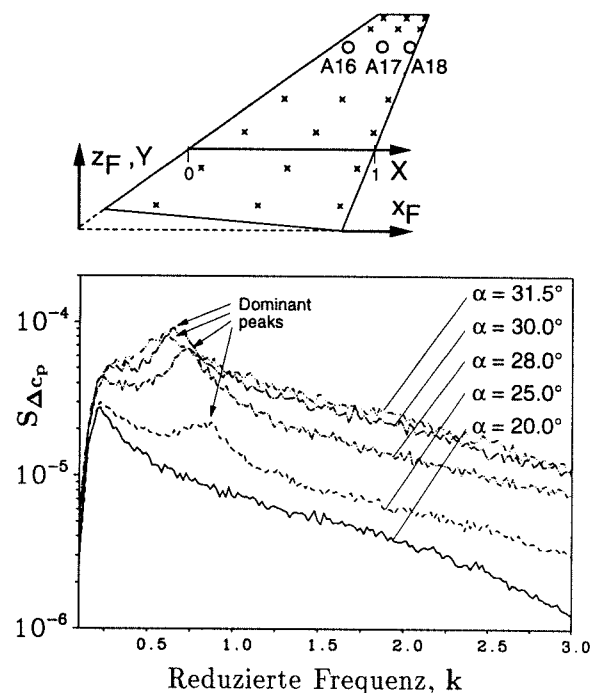


Bild 3: Spektrale Leistungsdichte der berechneten Druckschwankungen $S_{\Delta c_p}$ am Aufpunktort A 16 für verschiedene Anstellwinkel; $k = f s_F / U_\infty$, $U_\infty = 40 \text{ m/s}$.

Literatur

- [1] C. Breitsamter:
Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln, Dissertation, TU München, Herbert Utz Verlag Wissenschaft, 1997.
- [2] C. Breitsamter und B. Laschka:
Fin Unsteady Surface Pressure Evaluation Due to Buffeting Based on Measured Fluctuating Velocities, ICAS Proc. 1996, Vol. 1, Sorrento, Italy, pp. 1177-1188.

weiteres Vorgehen

Das Verfahren soll weiter verfeinert und bzgl. anderer Konfigurationen mit den Ergebnissen gemessener instationärer Druckverteilungen verglichen werden.

Datum 05.02.1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner: Dr. Lutz Dieterle (DLR), Udo Peiter (RWTH Aachen)

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/ 709-2199
Telefax: 0551/ 709-2830
e-mail: lutz.dieterle@dlr.de

weitere Partner: RWTH Aachen, Institut für Luft- und Raumfahrt; DNW

Thema: Experimentelle Untersuchung der Wirbelstruktur an der ELAC 1 Konfiguration mit der Particle-Image-Velocimetry (PIV)

Ausgangsposition:

Im Rahmen eines DFG-geförderten Gemeinschaftsprojektes der Sonderforschungsbereiche 253, 255, 259 und des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e. V. wurden Strömungsuntersuchungen am Modell der Hyperschall-Leitkonfiguration ELAC 1 (Länge $l_i = 6$ m, Spannweite 3 m) im Deutsch-Niederländischen Windkanal durchgeführt. Teil der Experimente war die Messung der lokalen Geschwindigkeitsverteilung in den Leeseitenwirbeln mit Hilfe der Particle-Image-Velocimetry.

Ziel:

Aus den Ergebnissen der PIV-Messungen sollen in Abhängigkeit vom Anstellwinkel und der Reynoldszahl die Strukturen der Primär- und Sekundärwirbel sowie die Position der Primärablösung an den runden Vorderkanten ermittelt werden. Es sind Aussagen über das instationäre Verhalten der Wirbel zu machen. Die Meßdaten sollen zur Validierung von numerischen Berechnungsverfahren herangezogen werden.

Lösungsweg:

Durch die Verwendung eines Systems aus vier gepulsten, frequenz-verdoppelten Nd:YAG-Lasern als Lichtquelle stand mit 2×300 mJ pro Puls erstmals eine ausreichende Lichtmenge zur Verfügung, um den gewünschten großen Strömungsausschnitt ausleuchten und mit einer digitalen Bildaufnahmeeinheit erfassen zu können: Zwei CCD-Kameras mit einer räumlichen Auflösung von je 1024×1024 Pixeln nahmen gleichzeitig maßstabsgleiche Bilder von benachbarten, etwa $0,4 \times 0,4$ m² großen Ausschnitten des Strömungsfeldes auf. Die Messung erfolgte in einer Modellebene senkrecht zur Hauptströmungsrichtung. Die Strömung wurde über einen Seedingrechen in der Vorkammer lokal im Anströmquerschnitt des Modells mit Speiseöltropfen von ca. $1 \mu\text{m}$ Größe geseedet. Jede Kamera lieferte mit einer Frequenz von 5 Hz einfach belichtete Bildpaare, die mittels digitaler Kreuzkorrelation ausgewertet wurden. An zwei Meßtagen ließen sich 15 verschiedene Strömungsbedingungen (fünf unterschiedliche Geschwindigkeiten bzw. Reynoldszahlen bei drei Anstellwinkeln) untersuchen.

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt für einen exemplarischen Fall die aus den Bildpaaren beider Kameras berechneten und kombinierten Geschwindigkeitsfelder in der Querschnittsebene $x/l_i = 0,6$ auf der Backbordseite der ELAC-Konfiguration. Die von der runden Vorderkante ablösende Scherschicht rollt sich auf der Saugseite des Deltaflügels zu einer Wirbelschicht auf, welche aus mehreren Wirbelzentren besteht. Im weiteren wird die Wirbelschicht im Primärwirbel eingerollt, welcher bei einer Position von $y = -0,585$ m und $z = 0,42$ m lokalisiert ist. Diese Wirbel besitzen alle die gleiche Drehrichtung. Der Primärwirbel

AG STAB

induziert auf der ELAC-Oberfläche nach außen gerichtete Zusatzgeschwindigkeiten. Nach einer weiteren Ablösung der Grenzschicht entsteht unterhalb der Wirbelschicht ein Sekundärwirbel mit einem zum Primärwirbel entgegengesetzten Drehsinn ($y = -0,755 \text{ m}$; $z = 0,16 \text{ m}$).

Mit Erhöhung des Anstellwinkels wandert der Primärwirbel von der Oberfläche weg und leicht nach innen. Gleichzeitig erhöhen sich die durch ihn induzierten Zusatzgeschwindigkeiten.

Für kleine Reynoldszahlen, d.h. kleinere Anströmgeschwindigkeiten, konnte gezeigt werden, daß die primäre Ablösung direkt an der Vorderkante stattfindet. Bei Erhöhung der Reynoldszahl verschiebt sich der Ablösepunkt um einige Zentimeter von der Vorderkante weg auf die Oberseite. Dies ist auch in Abbildung 1 durch eine Extrapolation der Scherschichtposition auf die ELAC-Oberfläche zu erkennen. Der Primärwirbel liegt bei höheren Reynoldszahlen weiter innen.

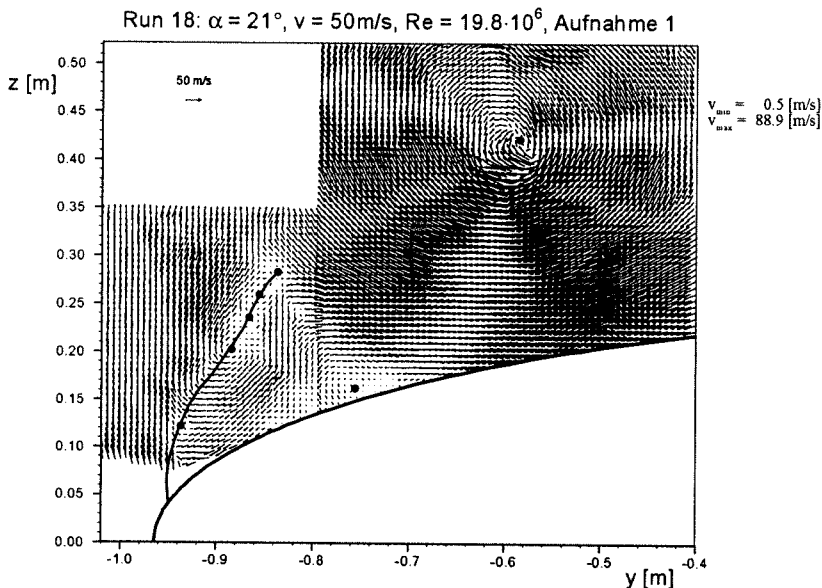


Abbildung 1:
Momentanes Geschwindigkeitsfeld auf der Backbordseite der Deltaflügel-Konfiguration ELAC 1, berechnet aus den Bildern zweier CCD-Kameras (v : Anströmgeschwindigkeit, α : Anstellwinkel, Re : Reynoldszahl; schwarze Punkte markieren Wirbelzentren, die durchgezogene Linie die Scherschichtposition)

Eine Aussage über instationäre Effekte wurde durch die Aufnahme von bis zu 40 Bildpaaren einer Anströmbedingung möglich. Es konnte gezeigt werden, daß die Achsenposition des Primärwirbels mit einer Amplitude von bis zu $\pm 5 \text{ cm}$ schwankt. Die Position und Anzahl der Scherschichtwirbel ist ebenso stark instationär.

Die ermittelten Positionen der primären Ablöselinie und der Primär- und Sekundärwirbel in Abhängigkeit von der Reynoldszahl und des Anstellwinkels sind in guter Übereinstimmung mit den Ergebnissen aus den in dieser Meßkampagne ebenso durchgeführten Druckverteilungsmessungen und Ölanstrichuntersuchungen [1]. Die Referenzen [2] und [3] enthalten eine ausführliche Auswertung der PIV-Messungen.

Literatur:

- [1] Neuwerth, G., Peiter, U., Decker, F., Jacob, D.: "Reynolds Number Effects on the Low-Speed Aerodynamics of the Hypersonic Configuration ELAC 1", AIAA-98-1578, April 1998
- [2] Dieterle, L., Peiter, U.: "ELAC 1: Experimental Investigation of Vortex Structures Using PIV", GAMM, April 1998
- [3] Haverkamp, S.: „Auswertung der experimentellen Daten aus der Particle-Image-Velocimetry an der Hyperschallkonfiguration ELAC 1 im Deutsch-Niederländischen Windkanal“, Studienarbeit, Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen, 1998

weiteres Vorgehen:

Im weiteren sollen die experimentellen Ergebnisse mit numerischen Daten verglichen werden, so daß eine Validierung der im Sonderforschungsbereich angewendeten Rechenverfahren möglich ist.

Datum: 20. März 1998

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Dr. U. Herrmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2835

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Validierung des DLR Navier-Stokes Verfahrens für wirbelbehaftete
Überschallströmungen

Ausgangssituation:

Für den HSFF-2 Database Workshop [First Europe-US High Speed Flow Field Database Workshop - Part 2] wird der Testcase T6-97: Supersonic Delta Wing bearbeitet [1]. Aufgabe ist, für einen 70° gepfeilten, scharfkantigen Pfeilflügel die turbulente Überschallumströmung [$M=2$; $\alpha=4^\circ$; 8°] zu bestimmen. Messungen [2] liegen von 1962 vor. Die wirbelbehaftete Strömung ist mit dem DLR Navier-Stokes Verfahren [3] berechnet und die Strömungstopologie ist für beide Anstellwinkel in **Bild 1** gezeigt. Das verwendete Netz hat eine Auflösung von $84 \times 60 \times 128$ Zellen in Längs- Normal- und Umfangsrichtung. Die Grenzschicht ist mit 28 Zellen aufgelöst. Das Baldwin-Lomax Turbulenzmodell mit der Degani-Schiff Modifikation ist benutzt. Der Gesamtauftrieb wird geringfügig zu hoch berechnet. Der Vergleich der numerisch bestimmten Druckverteilungen mit den Messungen ergibt sehr gute Übereinstimmung für fast den ganzen Flügel. Einzig im Schnitt bei 90% der Spannweite, liegen deutliche Abweichungen vor.

Ziel:

Ziel ist, wegen der sonst sehr guten Übereinstimmung zwischen Messung und Rechnung, die Ursache für die festgestellten lokalen Diskrepanzen zu finden.

Lösungsweg:

Zunächst ist lokal die räumliche Diskretisierung der Flügelspitze verbessert worden. Dies führt nicht zu besserer Übereinstimmung. Wegen des ca. 10% zu hoch berechneten Auftriebsbeiwertes wurde ein im Experiment eventuell zu hoch eingestellter Anstellwinkel als Ursache vermutet. Eine Reduktion des Anstellwinkels in der Rechnung verringerte zwar den Auftrieb, allerdings um den Preis schlechterer Übereinstimmung in den Druckverteilungen. Aus der Geometrie des Pfeilflügels, dessen Flügeltiefe an der Flügelspitze zu Null wird, ergibt sich im Zusammenhang mit der geringen Profildicke [3% dickes symmetrisches Profil mit 50% Dickenrücklage] sowie den hohen Staudrücken eine große Wahrscheinlichkeit, daß das Windkanalmodell [Stahl] während des Versuches den Belastungen mechanisch nachgegeben hat. Es wird daher versucht diese Hypothese numerisch zu verifizieren. Dazu ist einzig die Biegung des Flügels, bzw. eine aus der Rückpfeilung der Biegeachse resultierende Torsion des Flügels berücksichtigt worden. Berechnete Druckverteilungen werden benutzt um die statischen Lasten, die Verbiegung und Torsion des Flügels zu bestimmen. Das Netz ist entsprechend dieser Ergebnisse modifiziert. Die geometrischen Variationen nehmen zur Flügelspitze hin deutlich zu.

Ergebnis:

Die Berücksichtigung der Verbiegung des Flügels in der Rechnung hat auf die Druckverteilungen im inneren Bereich des Flügels kaum Auswirkungen. Die prinzipielle Verbesserung der Übereinstimmung zwischen Rechnung und Messung (offene Symbole) im Schnitt bei 90% der Spannweite zeigt **Bild 2**. Die Druckverteilung der Leeseite stimmt besser mit dem Experiment überein, während die Druckseite leicht abweicht. Insgesamt wird leicht geringerer Auftrieb errechnet, weshalb bessere Übereinstimmung mit der Messung erreicht ist. Um die aeroelastischen Effekte genau zu erfassen, wäre eine Relaxation von aerodynamischen Lasten und korrespondierenden geometrischen Änderungen notwendig. Hier ist dieses Ergebnis ausreichend um die oben aufgestellt Hypothese zu belegen.

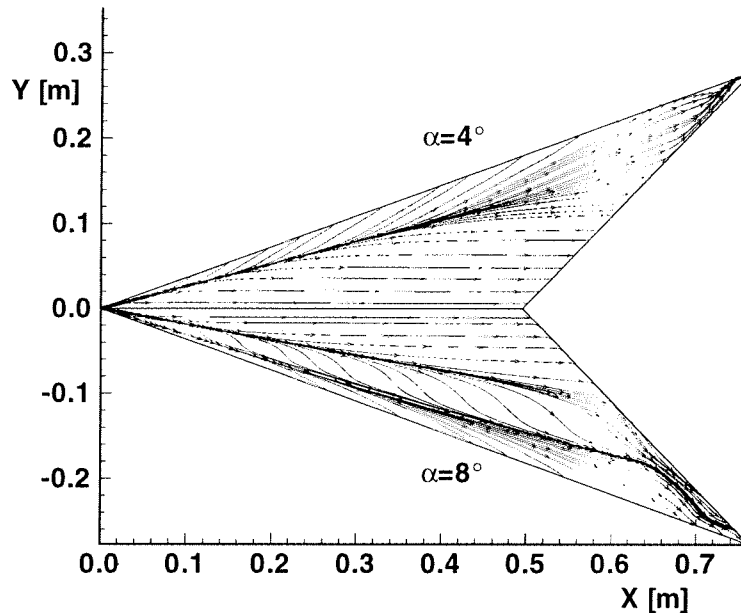


Bild 1 Oberflächenstromlinien der Leeseite des Pfeilflügels bei $M=2.$; $Re=13.32 \cdot 10^6$ [1/m].

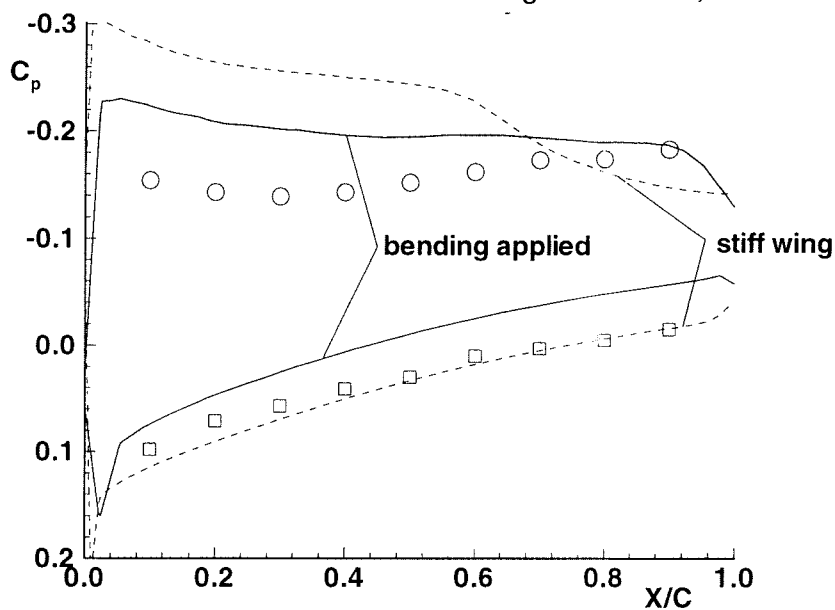


Bild 2 Vergleich der berechneten und der exp. [2] Druckverteilung im Schnitt 90% der Spannweite.

Literatur:

- [1] <http://hhsfd.math.uh.edu/cgi-bin/herl>
- [2] Carlson, H.W.; Pressure Distribution on a Series of Highly Swept Arrow Wings Employing Various Degrees of Twist and Camber; NASA TN D-1264; 1962.
- [3] Kroll, N., Radespiel, R., Rossow, C.-C.; Accurate and Efficient Flow Solvers for 3D Applications on Structured Meshes; VKI CFD Lecture Series, 1994.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. U. Herrmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2835

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Verbesserung der Nickmomentenbestimmung an einer SCT
Doppeldeltaflügel-Rumpf Kombination im Unterschall.

Ausgangssituation:

Für das EU-Projekt EUROSUP (Reduction of wave and lift-dependent drag for supersonic transport aircraft) sind detaillierte Strömungsanalysen [1] im Über- Trans- und Unterschall mit einem Navier-Stokes Verfahren durchgeführt worden. Die SCT Konfiguration (Doppeldeltaflügelrumpf Kombination) wird im Unterschall bei hohen Anstellwinkeln betrieben um zusätzlichen Wirbelauftrieb zu erzeugen. Die Untersuchungen zeigen große Ablösestrukturen im Unterschall, jedoch nicht befriedigende Übereinstimmung der aerodynamischen Beiwerte mit dem Experiment. Die Berechnung des Nickmomentes stellt für abgelösten Strömungen an schlanken Konfigurationen eine Herausforderung dar. Untersuchungen der Netzfeinheit in [1] zeigen einen deutlichen Einfluß der räumlichen Diskretisierung auf die errechneten Nickmomentenbeiwerte, **Bild 1**. Hier ist der Nickmomentenbeiwert über dem Auftriebsbeiwert gezeigt. Die mit dem Ausgangsnetz (grob: c; mittel: m; fein: f) unter Verwendung des Baldwin-Lomax Turbulenzmodells (BL) errechneten Beiwerte sind mit A gekennzeichnet und zeigen erhebliche Varianz, wobei vor allem auf die zu verbessernde Differenz des errechneten Nickmomentes zwischen dem groben und mittleren Netz, siehe A, hingewiesen sei.

Ziel:

Ziel ist, den Diskretisierungsfehler der numerischen Lösung und den unphysikalischen Dissipationsbeitrag des Turbulenzmodells zu senken und so zu genaueren aerodynamischen Beiwerten im Unterschall zu kommen.

Lösungsweg:

Es werden drei numerisch relevante Einflußgrößen, die den Diskretisierungsfehler bestimmen, untersucht. Im Einzelnen sind dies: 1.) die räumliche Diskretisierung, 2.) das verwendete Turbulenzmodell und 3.) der Koeffizient des Dissipationsoperators des zentralen Schemas.

Ergebnis:

Die räumliche Diskretisierung ist verbessert worden. In Körperlängsrichtung ist die Auflösung des äußeren Deltaflügels und der Flügelhinterkante verbessert worden. In wandnormaler Richtung ist die Grenzschichtauflösung beibehalten, jedoch die Auflösung des an die Grenzschicht anschließenden Bereiches (Wirbelkern) verbessert worden. Die Gesamtanzahl der Zellen ist konstant, der Nachlauf ausgedünnt worden. Gleichzeitig ist das um die Degani-Schiff Modifikation erweiterte Baldwin-Lomax Turbulenzmodell (BL+DS) benutzt worden. Die mit A gekennzeichnete Änderung des Nickmomentes mit der Netzfeinheit hat sich reduziert, vergl. B. Die Reduktion der Größe des Dissipationsoperators

(1/32 $\rightarrow$ 1/64) ändert kaum die Nickmomentendifferenz zwischen den beiden Netzfeinheiten, siehe C. Die Verwendung des $k-\omega$ Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodells verringert die Nickmomentenvarianz, sie beträgt nun ca. nur noch das dreifache der Meßunsicherheit (Exp. ΔC_M). Als Grund für die Differenz zwischen Experiment und Simulation wird die Torsion des Außenflügels im Versuch vermutet. Ein Vergleich der unterschiedlichen Leeseitenströmungstopologien ist in **Bild 2** gezeigt. Hier sind Resultate der mittleren Netze (A und D) verglichen. Mit dem zwei-Gleichungs-Turbulenzmodell werden je Primär- und Sekundärwirbel an beiden Deltaflügeln vorhergesagt, während mit dem algebraischen Turbulenzmodell auf dem Ausgangsnetz eine sehr dissipative Lösung mit nur einem Wirbel errechnet wird.

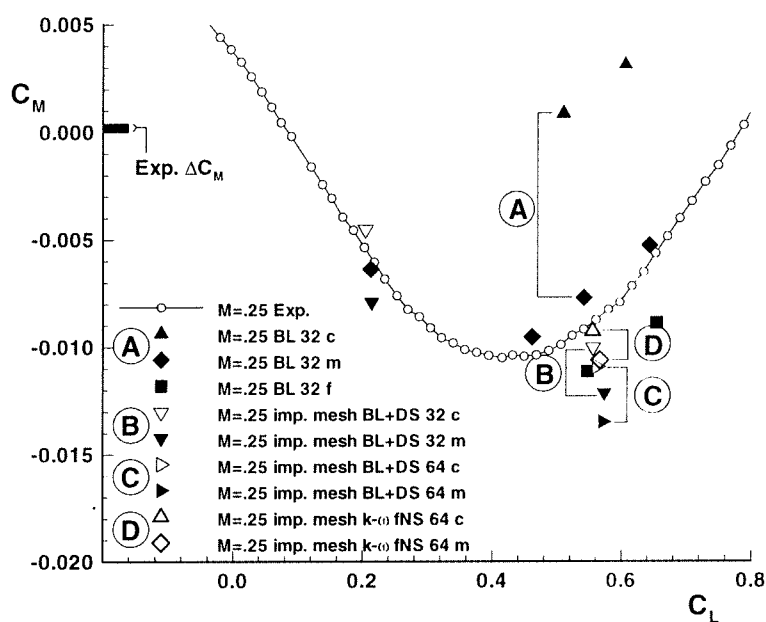


Bild 1 Nickmomente im Unterschall in Abhängigkeit des Netzes, des Turbulenzmodelles und des Dissipationsoperators.

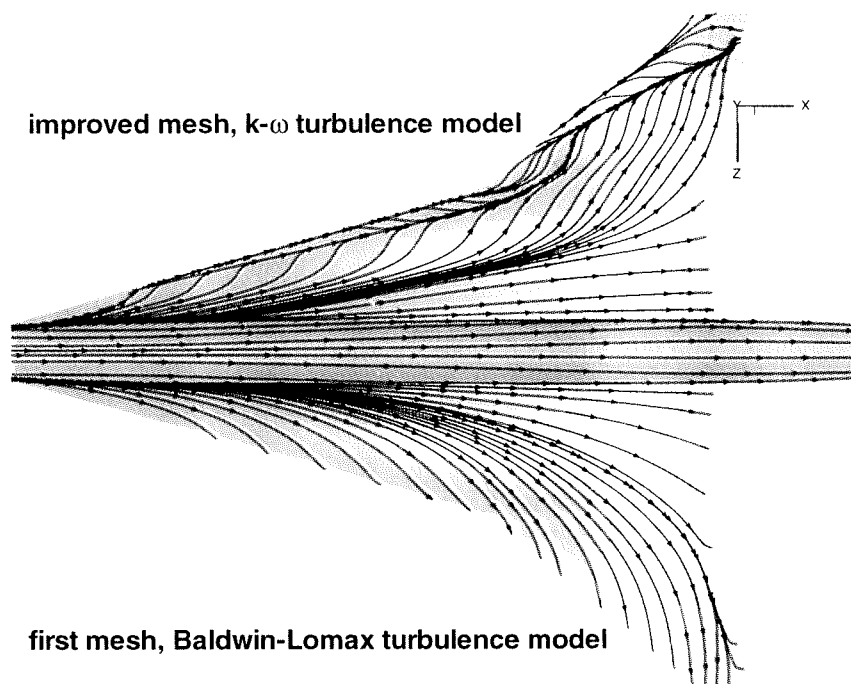


Bild 2 Oberflächenstromlinien der Leeseite der SCT-Konfiguration bei $M=0.25$; $\alpha=12.1^\circ$.

Literatur:

- [1] Herrmann, U.; Analysis of a Supersonic Civil Transport Configuration (ATSF-1) at Subsonic, Transonic and Supersonic Mach Numbers Using a Navier-Stokes Solver; DLR-IB 129-96/44.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner:

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel
Dipl.-Ing. Ralf C. Blaschke

Institution:

Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Adresse:

Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

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

Weitere Partner:**Thema:**

Aerodynamische Untersuchungen an einem Wellenreiter im Niedergeschwindigkeitsbereich

Ausgangssituation:

Nach dem "Osculating Cones Concept" [1] wurde bei $Ma_\infty = 12$ ein Wellenreiter mit einer für praktische Anwendungen geeigneten Kombination von Grundriß und Volumenverteilung generiert. Um Steuerflächen in Form von Hinterkantenklappen ausführen zu können, wurde die Oberseiteengeometrie entsprechend modifiziert. Von dieser anwendungsnahen Konfiguration existiert ein Windkanalmodell.

Für die Berechnung des Strömungsfeldes steht der Euler-Navier-Stokes Code FLOWer (Version 114) zur Verfügung.

Ziel:

An dem Windkanalmodell sollen im Niedergeschwindigkeitsbereich umfangreiche Untersuchungen durchgeführt werden, um eine Datenbasis für die Validierung des FLOWer - Codes und für das Verständnis der Strömungsphysik zu erarbeiten.

Lösungsweg:

Im 1.3 m Unterschallwindkanal des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig wurden umfangreiche Kraftmessungen sowie Druckverteilungsmessungen auf der Kontur des Wellenreiters bei symmetrischer und unsymmetrischer Anströmung durchgeführt. Zur Sichtbarmachung der wandnahen Stromlinien wurden zahlreiche Anstrichbilder auf der Konturoberseite bei symmetrischer und unsymmetrischer Anströmung angefertigt. Mit Hilfe von Laser-Lichtschnitt-Aufnahmen konnte die Wirbelstruktur sichtbar gemacht und das Wirbelaufplatzen untersucht werden. Der Grenzschichtzustand auf der Saugseite des Wellenreiters wird mit Hilfe von Infrarotaufnahmen, Hitzdrahttechnik und Azenaphtenanstrichen ermittelt. Mit einer Fünf-Loch-Sonde werden in ausgewählten Ebenen auf der Saugseite des Modells Strömungsfeldmessungen durchgeführt.

Euler- und Navier-Stokes Rechnungen werden bei symmetrischer Anströmung mit Hilfe des FLOWer - Codes durchgeführt und die Ergebnisse werden mit denen der Windkanalmessungen verglichen.

AG STAB

Ergebnis:

Mit einer Fünf-Loch-Sonde wurden bei einem Anstellwinkel $\alpha = 12.2^\circ$ in der Ebene $\xi = 0.75$ auf der Saugseite des Wellenreiters Feldmessungen durchgeführt. Bild 1 zeigt die Geometrie $\zeta(\eta)$ in der Meßebeine sowie den Verlauf der Isolinien des Gesamtdruckbeiwertes. Deutlich erkennbar sind die Verlustgebiete des Primär- und Sekundärwirbels im Außenbereich des Flügels. Bei diesem Anstellwinkel wird die Rumpfkante von oben nach unten umströmt, was aus der Projektion des örtlichen Geschwindigkeitsvektors in die Meßebeine in Bild 2 ersichtlich wird. Die Strömung löst an der Rumpfkante ab, was zu einem Rumpfwirbel führt. Das Verlustgebiet des Rumpfwirbels ist in Bild 1 zu erkennen.

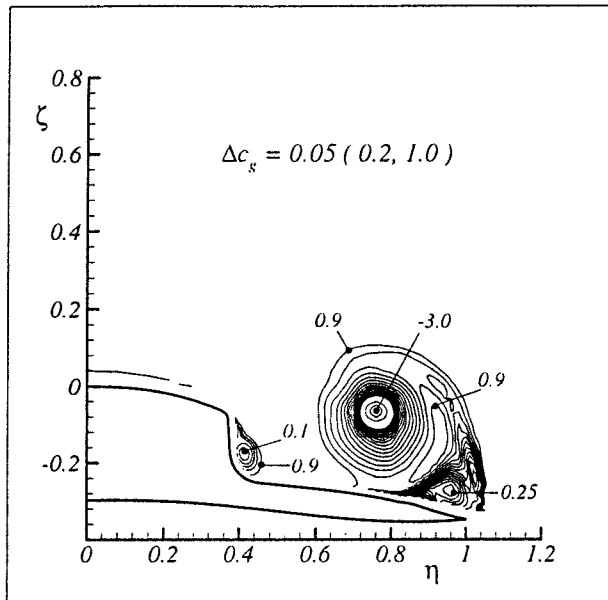


Bild 1: Verlauf der Isolinien des Gesamtdruckbeiwertes in der Meßebeine $\xi = 0.75$ bei $\alpha = 12.2^\circ$.

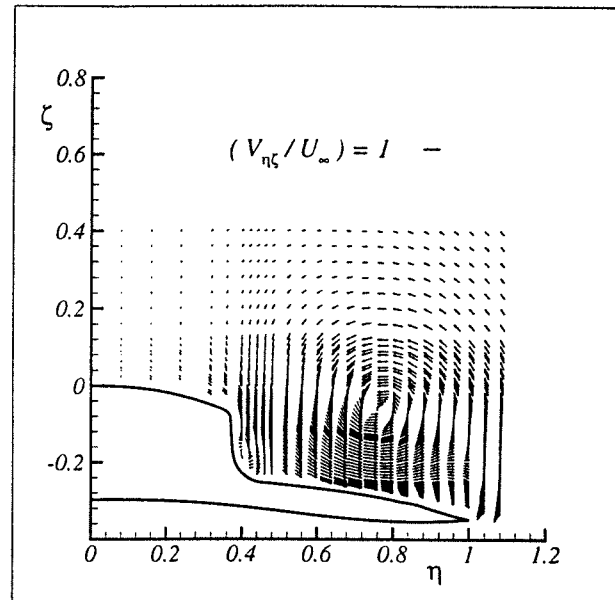


Bild 2: Projektion des Geschwindigkeitsvektors in die Meßebeine $\xi = 0.75$ bei $\alpha = 12.2^\circ$.

Literatur:

- [1] T. Eggers, H. Sobieczky, K. B. Center: Design of advanced waveriders with high aerodynamic efficiency. AIAA Paper 93-5141, 1993.
- [2] D. Hummel: Zur Umströmung scharfkantiger schlanker Deltaflügel bei großen Anstellwinkeln. Z. Flugwiss. 15 (1967), S. 376 - 385.
- [3] D. Hummel: Untersuchungen über das Aufplatzen der Wirbel an schlanken Deltaflügeln. Z. Flugwiss. 13 (1965), S. 158 - 168.
- [4] H.-Chr. Oelker: Aerodynamische Untersuchungen an kurzgekoppelten Entenkonfigurationen bei symmetrischer Anströmung. Dissertation TU Braunschweig, 1989, ZLR-Forschungsbericht 90-01, 1990.

Weiteres Vorgehen:

Es werden weitere Messungen zur Ermittlung des Grenzschichtzustandes auf der Konturoberseite durchgeführt.

Weitere Rechnungen mit dem Euler-Navier-Stokes Code FLOWer sind erforderlich und werden mit den Windkanalmessungen verglichen.

Datum:

15.09.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner:

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel
Dipl.-Ing. Jörg Müller

Institution:

Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Adresse:

Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2982
Telefax: 0531/391-5952
e-mail: jg.mueller@tu-bs.de

Weitere Partner:**Thema:**

Zeitgenaue, numerische Berechnung der instationären Deltaflügelumströmung

Ausgangssituation:

Für einen Deltaflügel mit 65° Vorderkantenpfeilung (VFE) sollen instationäre Euler-Rechnungen mit dem Finite-Volumen-Verfahren FLOWer114 durchgeführt werden.

Ziel:

Es sollen bei *stationären Anströmbedingungen* die instationären Vorgänge beim *Wirbelaufplatzprozeß* untersucht und analysiert werden. Es soll dabei der gesamte Anstellwinkelbereich bis hin zu sehr großen Anstellwinkeln ($\alpha > 40^\circ$) mit vollständigem Totwasser über dem Flügel zeitgenau untersucht werden.

Lösungsweg:

1. Vorab wurden einige stationäre Validierungsrechnungen auf einem gegebenen C-O-Netz (D. Strohmeyer, DLR Braunschweig [1]) mit dem stationären Euler-Code FLOWer113 durchgeführt.
2. Momentan erfolgen weitere stationäre Validierungsrechnungen auf einem eigenen, verbesserten Rechenetz, und zwar sowohl mit FLOWer113 als auch mit FLOWer114.
3. Parallel dazu sind erste instationäre Euler-Rechnungen mit FLOWer114 geplant, um die aufgeplatzte Wirbelströmung für $\alpha = 20^\circ$ bei stationärer Anströmung zeitrichtig nachzurechnen.
4. Abschließend soll eine Anstellwinkelvariation über den gesamten Anstellwinkelbereich durchgeführt werden.

AG STAB

Ergebnis:

Die Voruntersuchungen auf dem gegebenen C-O-Netz von D. Strohmeyer haben gezeigt, daß der Aufrollprozeß der Primärwirbel besonders im vorderen Flügelbereich (siehe Bild 1 für $\alpha = 10^\circ$ und $\xi_F = x/l_i = 0,3$) nicht sehr gut wiedergegeben wird. Insgesamt werden zu hohe Unterdrücke auf der Flügeloberseite errechnet, so daß die resultierenden c_A -Werte für verschiedene Anstellwinkel im Schnitt 20 % über den gemessenen Werten liegen. Da im vorderen Flügelbereich Zellen mit extrem großem Seitenverhältnis vorliegen, wurde deshalb ein verbessertes Rechennetz für den Deltaflügel generiert.

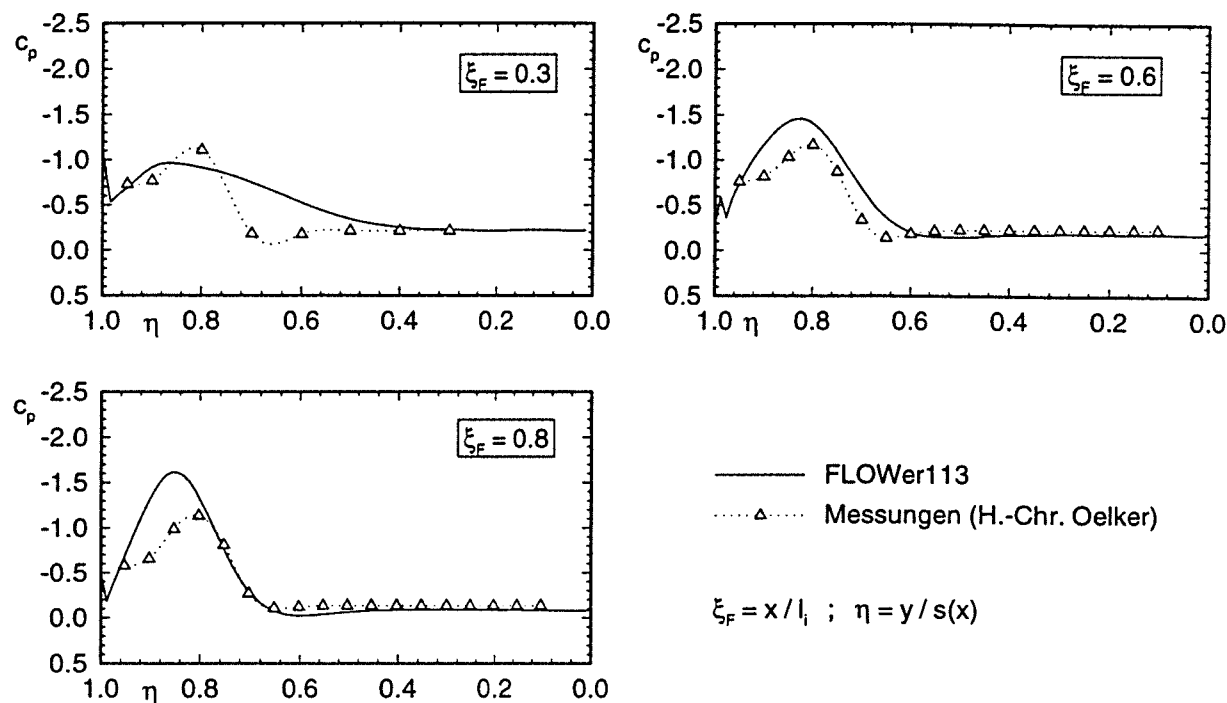


Bild 1: Druckverteilungen auf der Flügeloberseite in verschiedenen Schnitten quer zur Anströmung ($\xi_F = 0,3; 0,6; 0,8$) im Vergleich mit Meßergebnissen von H.-Chr. Oelker [2]; $\alpha = 10^\circ$.

Des weiteren ist bei stationären Berechnungen die Lage der Aufplatzstelle über dem Flügel stark abhängig von der Wahl der künstlich eingebrachten, numerischen Dissipation. Es soll untersucht werden, inwieweit sich dieser numerische Parameter bei instationären, zeitgenauen Rechnungen auf die berechnete Lage der Aufplatzstelle auswirkt.

Literatur:

- [1] D. Strohmeyer, M. Orlowski, J. M. A. Longo, D. Hummel, A. Bergmann: An Analysis of Vortex Breakdown Predicted by the Euler Equations. ICAS, Sorrento 1996.
- [2] H.-Chr. Oelker: Aerodynamische Untersuchungen an kurzgekoppelten Entenkonfigurationen bei symmetrischer Anströmung. Dissertation TU Braunschweig 1990. ZLR-Forschungsbericht 90-01 (1990).

Weiteres Vorgehen:

Nach Beendigung der instationären Euler-Rechnungen soll ein Navier-Stokes-Netz für den Deltaflügel erstellt und die instationären Untersuchungen für *reibungsbefahdete Strömung* wiederholt werden.

Datum:

15.09.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. M. Orlowski

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Aerodynamische Optimierung von Überschallkonfigurationen

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Vorgehensweise

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

Ergebnis

Die prinzipielle Funktionsfähigkeit des beschriebenen Programmsystems wurden anhand analytischer Beschreibungen von Körpern und Flügeln mit minimalem Wellenwiderstand überprüft. Als Beispiel sind in **Abb. 1** und **Abb. 2** Ergebnisse der Minimierung des Widerstandes eines rotationssymmetrischen Rumpfkörpers mit vorgegebener Länge und vorgegebenem Volumen bei Anströmgeschwindigkeit $Ma_\infty = 2.0$ und Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ dargestellt. In Abb. 1 stellen die nicht ausgefüllten Kreise die analytische Beschreibung des Körpers mit minimalem Widerstand nach Sears [6] bzw. Haack dar, die unterbrochene Linie den Körper zu Beginn und die durchgezogene Linie den Körper am Ende der Optimierung. Die analytische Beschreibung und das Ergebnis der Optimierung stimmen gut überein.

In Abb. 2 ist der Wellenwiderstand in Abhängigkeit von der Anzahl der Nachrechnungen, d.h. der Anzahl der Berechnungen der Gütefunktion, aufgetragen. Die sich ergebende Reduzierung des Widerstandes wird deutlich.

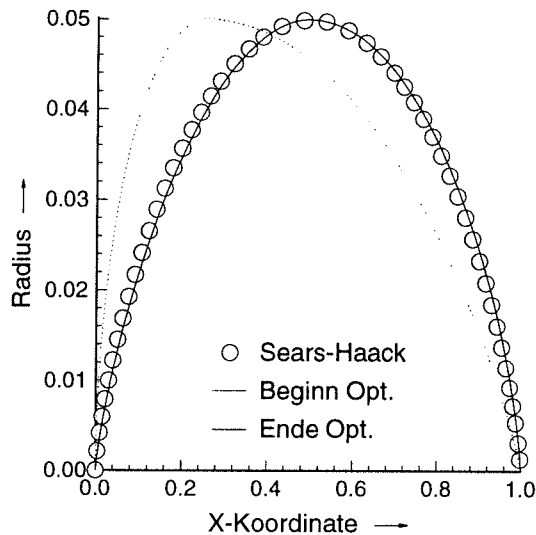


Abb. 1: Körper zu Beginn und am Ende der Optimierung im Vergleich zur analytischen Beschreibung von Sears und Haack

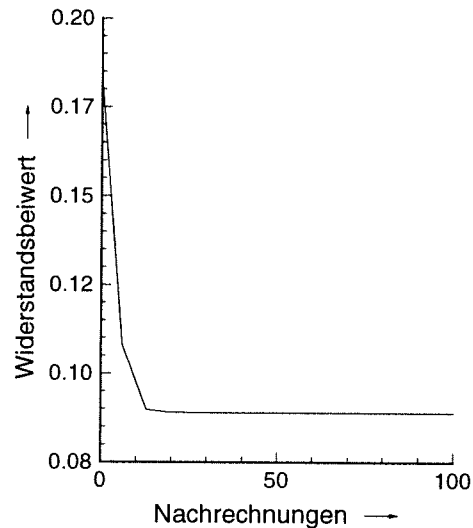


Abb. 2: Reduzierung des Wellenwiderstandes im Rahmen der Optimierung.

Vergleichbare Übereinstimmungen zwischen analytischer Beschreibung und Ergebnissen der Optimierung ergeben sich bei der Minimierung des Wellenwiderstandes von Profilen bzw. Flügeln.

Literatur

- [1] Bartelheimer, W.; Orlowski, M.; Wild, J. Untersuchungen zur aerodynamischen Optimierung von Profilen. 10. DGLR-Fach-Symposium; 1996 November 11-13; Braunschweig, F.R. Germany.
- [2] Jakob, H.G. Rechnergestützte Optimierung statischer und dynamischer Systeme. In: Fachberichte Messen Steuern Regeln 6. Berlin: Springer Verlag; 1982.
- [3] Brodersen, O. et al. The Parametric Grid Generation System MegaCads. In: Sonj, B.K. et al, eds. Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation 1. Mississippi: NFS; 1996.
- [4] Kroll, N.; Radespiel, R.; Rossow, C.-C. Accurate and Efficient Flow Solver for 3D Applications on Structured Meshes. Von Karman Institute of Fluid Dynamics. Lecture Series 1994.
- [5] Orlowski, M.; Herrmann, U. Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Configurations. 20th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences; 1996 September 8-13; Sorrento, Italy. ICAS Paper 94-4.4.3.
- [6] Sears, W.R. On Projectiles of Minimum Wave Drag. Quart. Appl. Math. 14: 361-366; 1947.

weiteres Vorgehen

Arbeiten zur Erhöhung der Robustheit und insbesondere zur Verringerung des Rechenzeitaufwandes des Programmsystems sind geplant. So sollen Möglichkeiten zur Verringerung des Aufwandes durch Reduzierung der Genauigkeit bei der Lösung der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen untersucht werden. Ferner sollen praktische Erfahrungen durch Anwendung des Systems bei aktuellen Problemstellungen gewonnen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/	VISSTRO		
Ansprechpartner	Dr. Ing. Moustafa Abdel-Maksoud Dr.-Ing. Florian Menter		
Institution	SVA Potsdam ASC GmbH		
Adresse	Staudenfeldweg 12 D-83624 Otterfing	Telefon Telefax e-mail	(08024) 905415 (08024) 905417 fm@ascg.de
Thema	Numerische Berechnung der viskosen Strömung um einen rotierenden Propeller im Nachlaufeld eines Schiffes.		
Ausgangssituation	Die Berechnung der Wechselwirkung zwischen Schiff und Propeller wird erschwert durch die räumliche Enge des Propellers hinter dem Schiff, der Notwendigkeit alle Blätter des Propellers berücksichtigen zu müssen, sowie der Koppelung zwischen dem ortsfesten Koordinatensystem des Schiffs und dem rotierenden System des Propellers. Aus diesen Gründen sind bisher keine Navier-Stokes Berechnungen dieser Probleme, trotz hoher technischer Relevanz, bekannt geworden.		
Ziel	Die Ziele des Vorhabens sind im wesentlichen wie folgt: • Gittergenerierung für die gekoppelte Berechnung von Schiff und Propeller. • Berechnung der Wechselwirkung und Vergleich mit experimentellen Ergebnissen.		
Lösungsweg	Es wurden ein Gitter für die gekoppelte Berechnung von Schiff und Propeller erzeugt. Bei dem diskretisierten Problem handelt es sich um das S60-Series Schiff, wie es von Toda et al. an der Osaka University vermessen wurde. Das Schiff wird von einem Propeller mit fünf Schaufeln angetrieben. Vorhergehende Berechnungen an Propellern und Schiffen haben gezeigt, daß ca. 2.000.000 Gitterzellen nötig sind um genaue Ergebnisse zu erzeugen. Die verfügbaren Computerressourcen erlauben gegenwärtig nicht eine solch hohe Auflösung. Das eingesetzte Gitter hat daher nur ca. 500.000 Gitterpunkte. Es handelt sich bei den Berechnungen somit um einen Technologiedemonstrator. Da die Gitter skalierbar erzeugt wurden, ist eine Erhöhung der Gitterpunktzahl technisch leicht möglich, sodaß bei Verfügbarkeit höherer Rechenleistung eine genauere Auflösung möglich ist. Zur Koppelung des rotierenden Propellergitters und des stationären Schiffsgitters stehen verschiedene Optionen zur Verfügung. Die eine Möglichkeit ist die sogenannte „Frozen Rotor“ Option. Hierbei werden alle Blätter des Propellers diskretisiert. Es wird angenommen, daß für jede relative Anordnung von Schiff und Propeller eine stationäre Lösung existiert. Die Berechnung erfolgt daher als eine Serie von stationären Berechnungen für verschiedene Drehwinkel des Propellers. Diese Vereinfachung ist nur sinnvoll für langsame Drehgeschwindigkeiten bei denen sich für jeden Winkel eine quasi-stationäre Lösung einstellen kann. Dies ist für die Schiff-Propeller-Wechselwirkung nur bedingt der Fall.		

Die andere Möglichkeit ist eine volle instationäre Berechnung. Nach jedem Zeitschritt wird der Propeller um einen entsprechenden Winkel $\Delta\phi$ rotiert und die neue Relativposition zur Berechnung der Flüsse zwischen den beiden Koordinatensystemen herangezogen. Diese Option ist numerisch sehr aufwendig, da eine instationäre Berechnung durchgeführt werden muß, die in einen periodischen Vorgang mündet. Erschwerend kommt hinzu, daß die Zeitmaßstäbe der Umströmung des Schiffs und des Propellers unterschiedlich sind, wodurch viele Umdrehungen des Propellers nötig werden, bevor sich die Strömung um das Schiff ausgebildet hat. Diese Problem kann dadurch umgangen werden, daß eine auf der „Frozen Rotor“ Option basierende Lösung als Anfangsbedingung vorgeschrieben wird. Diese besitzt bereits eine ausgebildete Strömung um das Schiff.

Im Rahmen des Projekts wurden Berechnungen basierend auf der „Frozen Rotor“ Option für vier Relativpositionen zwischen Schiff und Propeller durchgeführt. Ein Vergleich mit den experimentellen Daten zeigt eine ca. 20% Abweichungen bezüglich des Schubs des Propellers. Dies liegt aufgrund der groben Diskretisierung im Rahmen des Erwarteten.

Gegenwärtig wird das Problem mit der voll instationären Option, die speziell für diese Berechnungen implementiert wurde, berechnet. Die Ergebnisse sollen auch verwendet werden, um die Genauigkeit der kostengünstigeren „Frozen Rotor“ Option zu testen, soweit dies auf den gegebenen groben Gittern möglich ist.

Ergebnisse

Bisher wurden noch kein quantitativer Vergleich mit den experimentellen Daten durchgeführt. Bild 1 zeigt aber die Geometrie des Problems und mit der „Frozen Rotor“ Option berechnete Stromlinien. Deutlich zu erkennen ist die Verwirbelung der Strömung hinter dem Propeller.

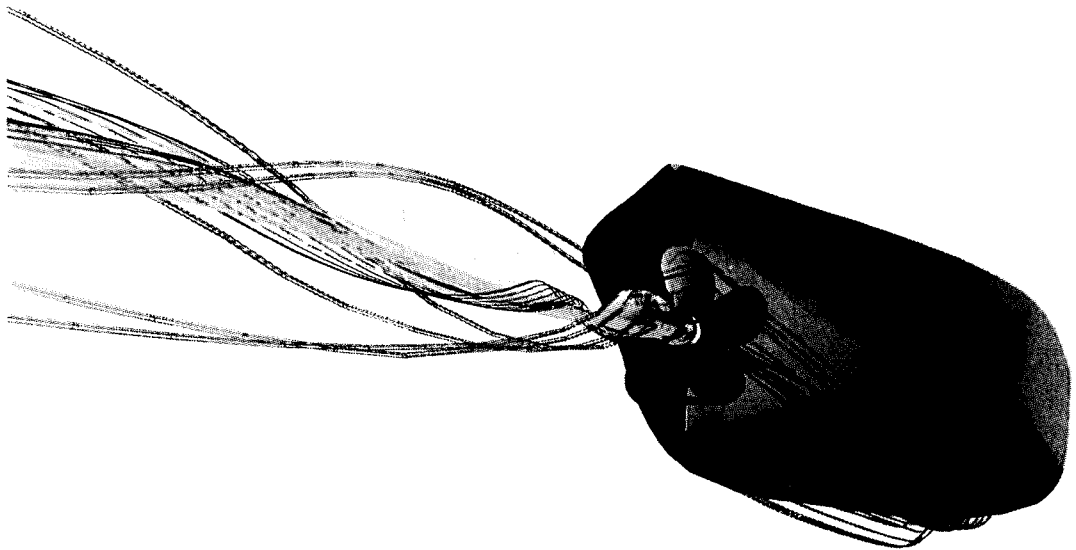


Abbildung 1: Series S60 Schiff mit Propeller und Stromlinien

Mitteilung

- Projektgruppe/Fachkreis:** Drehflügler und Rotoren
- Ansprechpartner:** Gerhard Algermissen, Prof. S. Wagner
- Institution:** Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart
- Adresse:** Pfaffenwaldring 21, **Telefon:** 0711/685-3435
70550 Stuttgart **Telefax:** 0711/685-3438
- weitere Partner:** ---
- Thema:** Eine Kirchhoff Methode zur Berechnung von transsonischem Hubschrauberrotorlärm
- Ausgangssituation:** Der Flugbetrieb von Hubschraubern ist mit starken Lärmemissionen verbunden, welche sowohl bei zivilen wie auch bei militärischen Anwendungen äußerst unerwünscht sind. Eine große Lärmentwicklung resultiert aus der kompressiblen, instationären Umströmung des Hauptrotors. Bei der Entwicklung von neuen Hubschrauberrotoren wird daher eine Möglichkeit zur theoretischen Vorhersage des generierten Schalls gewünscht.
- Ziel:** Angestrebt ist die Entwicklung eines effektiven und flexiblen Verfahrens zur Berechnung von Hubschrauberrotorlärm. Im Mittelpunkt des Interesses steht die Anwendbarkeit des Verfahrens bei verschiedener Rotorblattgeometrie und bei verschiedenen Flugzuständen.
- Lösungsweg:** Zur Vorhersage von Schallentstehung am Rotorblatt und Schallausbreitung zum Beobachter in einiger Entfernung wird die Kirchhoff-Methode angewandt. Die Kirchhoff-Methode entspricht einer Kopplung von nichtlinearen und linearen Lösungsverfahren. Die kompressible, instationäre Umströmung des Rotors wird durch Lösung der (nichtlinearen) Euler-Gleichungen berechnet. Hierzu werden spezielle Rechennetze benötigt, welche Schallentstehung und Schallausbreitung im Nahfeld räumlich erfassen. Die weitere Schallausbreitung zum Beobachter im Fernfeld wird mit Hilfe der (linearen) homogenen Wellengleichung behandelt. Farassat und Meyers [1] entwickelten eine Integralformel, die die Berechnung des Drucksignals am Beobachter erlaubt, wenn die Strömungslösung auf einer die Schallquellen umgebenden Fläche (Kirchhoff-Fläche) bekannt ist. Die Formulierung von Farassat und Meyers erlaubt die Mitführung der Kirchhoff-Fläche mit dem Rotor. Die Übergabe der Strömungslösung auf die Kirchhoff-Fläche erfordert eine räumliche Interpolation, deren Güte maßgeblich für die Effektivität des Gesamtverfahrens (Euler-Lösung+Kirchhoff-Integration) ist. Deswegen wird die Interpolation auf Tetraederelementen durchgeführt. Weitere Effektivitätssteigerungen werden durch Anpassung der räumlichen und zeitlichen Diskretisierung des Kirchhoff-Verfahrens an die physikalischen Vorgänge erreicht. Bild 1 zeigt einen horizontalen Schnitt durch das aerodynamische Rechennetz sowie die (offene) Kirchhoff-Fläche.

AG STAB

Ergebnis:

Ein Netzgenerator auf maßgeblich algebraischer Basis wurde entwickelt. Netze für Rotoren mit gebräuchlichen Geometrien können damit schnell generiert werden. Die unter Vorgabe des Flugzustandes generierten Netze erfassen Schallentstehung und Ausbreitung sehr gut. Die räumliche Diskretisierung der Kirchhoff-Fläche kann an das Problem gut angepaßt werden. Trotz sehr geringer Anzahl von Oberflächenelementen wird die Lösung aus dem dreidimensionalen Rechenetz der Euler-Rechnung mit nur geringen Verlusten an Genauigkeit übergeben. Die Effektivität des Gesamtverfahrens wird weiter gesteigert, indem für die Kirchhoff-Integration eine feinere zeitliche Schrittweite gewählt wird als für die instationäre Euler-Rechnung.

Es wurden Windkanalmessung am 7D-Modellrotor aus dem HELISHAPE-Projekt nachgerechnet. Der Testfall von Diagramm 1 umfaßt einen schnellen Vorwärtsflug, bei dem HSI-Lärm auftritt (Lärm durch Verdichtungsstöße am vorlaufenden Blatt). Der Vergleich von Rechnung und Messung ist unter Anbetracht der sehr komplexen, instationären Rotorumströmung mehr als zufriedenstellend.

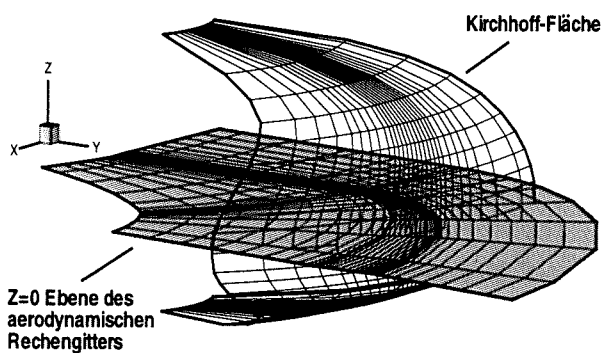


Bild 1: Kirchhoff-Fläche und horizontaler Schnitt durch das aerodynamische Rechengitter

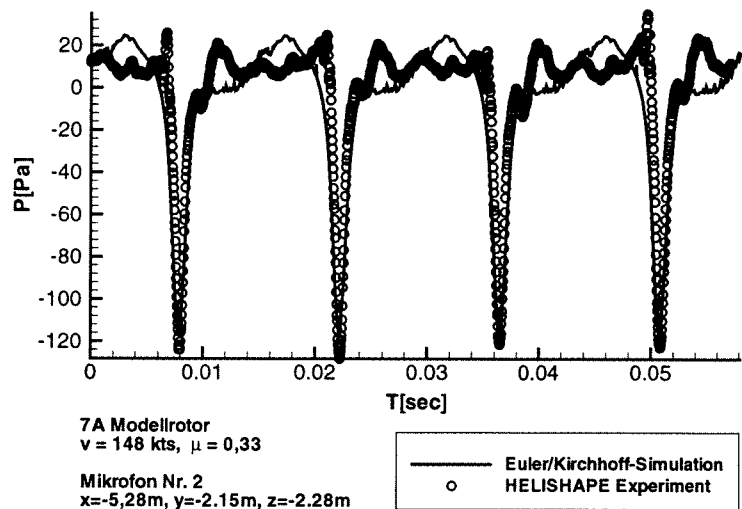


Diagramm 1: Vergleich von berechnetem und gemessenem Drucksignal beim Beobachter

Literatur:

- [1] F. Farassat and M. K. Meyers, Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from moving Surfaces, JSV 1988, 123(3), p.451-460
- [2] G. Algermissen and S. Wagner, Computation of High-Speed Impulsive Noise by an Enhanced Kirchhoff Method, AHS Specialists Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics, Williamsburg, VA, 28 30 October 1997

weiteres Vorgehen:

Gegenstand aktueller Untersuchungen ist die Anwendbarkeit des Verfahrens auf Lärm durch Blatt-Wirbel-Wechselwirkung (BVI).

Mitteilung

Projektgruppe/ LUFTER
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. D. Lohmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2289

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Untersuchung abgelöster Strömungen bei Lüftern

Ausgangssituation:

Navier-Stokes Verfahren FLOWer zur Berechnung von Rotoren mit ungestörter Zuströmung.

Ziel:

Wiederholte Validierung eines dreidimensionalen Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung reibungsbehafteter Strömungsfelder von gesichelten Lüftern.

Lösungsweg:

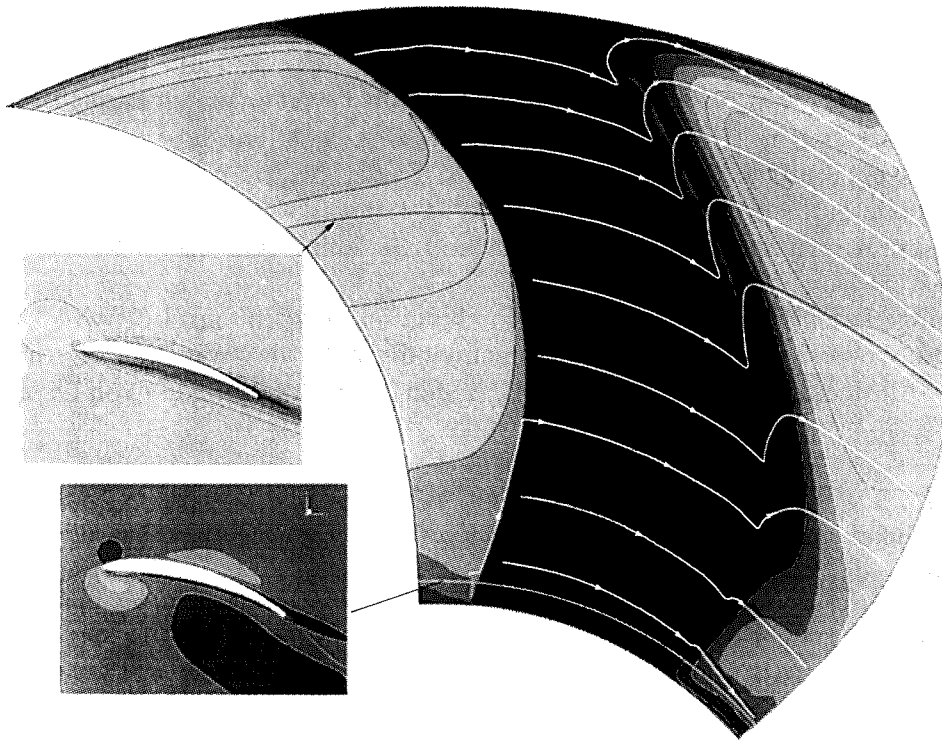
Der bereits für einen 3-Blatt Lüfter entwickelte MEGACADS Netzgenerator wurde zur Berechnung eines gesichelten 7-Blatt Lüfters entsprechend erweitert, indem das ursprünglich einheitlich erzeugte C-Netz erstens in mehrere Schichten in Profilnähe mit ausreichender Orthogonalität (Offset-Funktion) und zweitens in einzelne Fernfeld-Segmente aufgeteilt wurde. Das Fernfeld wird anschließend mit einem hyperbolischen Löser (Beltrami-Strömung) geglättet. Die weitere Berechnung des Netzes verläuft wie gehabt, indem die 2-D Netze der jeweils radialen Schnitte auf Zylinderflächen abgewickelt werden. Der innere und äußere Schnitt werden als feste Wand definiert, womit Nabe und Mantel festgelegt sind. Für Grenzschichtrechnungen nach dem Baldwin-Lomax-Turbulenz-Modell wird das Netz zusätzlich in 2 Blöcke mit jeweils einem unteren und oberen Teil der Radien unterteilt. Das Netz besteht wieder aus $241 \times 65 \times 41$ Zellen und beschreibt an der Körperoberfläche die Geometrie eines ummantelten Lüftersegmentes, das aufgrund der Periodizitätseigenschaften aus nur einem Blatt, Naben- und Mantel-Element besteht.

Die Geometrie, Meßdaten und mit dem kommerziellen Code TASCflow gerechnete Beiwerte des zugrunde liegenden 7-Blatt Lüfters wurden von der Firma Siemens Electric Ltd., Canada zur Verfügung gestellt. Die Untersuchungen wurden für Reynoldszahlen unterhalb $Re = 225\,000$ durchgeführt, wo die Strömung noch als laminar angenommen werden kann. Zur Berechnung entsprechend auskonvergierter Lösungen von Strömungsfeldern, die sich über den Bereich einer vollständigen Kennlinie erstrecken, wurden Mehrgittertechniken eingesetzt. Aus den Druckverteilungen am Lüfter wurden integrale Beiwerte von statischer Druckdifferenz vor und hinter dem Laufrad und der Wirkungsgrad berechnet und mit den Meßergebnissen und den mit TASCflow berechneten Beiwerten verglichen.

Ergebnis:

Die statische Druckdifferenz und der Wirkungsgrad wurden vom FLOWer Code im Bereich anliegender/abgelöster Strömungen zufriedenstellend mit einer laminaren/turbulenten Rechnung berechnet. Die Ergebnisse der Rechnungen mit TASCflow zeigten dagegen keine so guten Ergebnisse, da Siemens ein H-Netztyp verwendete und insofern die Saugspitzen nur ungenügend aufgelöst wurden. Die mit FLOWer lokal berechneten Druck- und Auftriebsverteilungen und die Grenzschichtdicke am Profil zeigten ferner eine gute Übereinstimmung mit den entsprechenden Ergebnissen anderer Verfahren (DLR Lifting Surface Code und Radial Equilibrium Methode der TU Braunschweig, Institut für Turbomaschinen). Ebenso konnten durch den Vergleich der Strömungsfelder beim vorwärts- und rückwärts gesichelten Lüfters die typischen Merkmale unterschiedlicher Sichelung bezüglich der Wirbelbildung und Blatt-Belastung sowie des Abströmwinkels und Volumenstroms festgestellt werden [1].

Berechnetes Strömungsfeld am Blatt eines vorwärtsgesichelten 7-blättrigen Lüfters:



Literatur:

- 1) D. Lohmann, H. Capdevila, U. Stark, M. Kuntz: 'CFD-Analysis of Fan Aeroacoustics - Comparative Studies.', Fifth Int. Congress on Sound and Vibration, University of Adelaide, South Australia, Dec. 15-18, 1997.

weiteres Vorgehen:

Die reibungsbehaftete Berechnung eines Lüfters mit feststehendem Mantel unter Berücksichtigung des Spaltes mit Hilfe des FLOWer Codes und der Chimären-Technik.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler und Rotoren

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. S. Wagner, Dr. W. Würz, G. Jäger

Institution: Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/ 685 3424
Telefax: 0711/ 685 3438
e-mail:

Thema: „Experimentelle Untersuchung der Leitwerk-Propeller Kombination für das menschtragende Solarflugzeug Icaré 2“

Ausgangssituation:

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik der Uni Stuttgart wurde mit Icaré 2 das erste praxistaugliche, menschtragende Solarflugzeug entwickelt und gebaut. Dieses eigenstartfähige Flugzeug errang beim Berblinger Wettbewerb der Stadt Ulm 1996 den ersten Preis.

Um einen möglichst hohen Gesamtwirkungsgrad zu erreichen wurde ein speziell für Icaré 2 entwickelter Transversalflußmotor sowie ein möglichst großer, niedrig belasteter Propeller eingesetzt. Der große Propellerdurchmesser erforderte eine T-Leitwerk-Konfiguration, bei welcher das Antriebssystem im Kreuzungspunkt von Höhen- und Seitenleitwerk integriert und der Propeller stromab der Leitwerke angebracht wurde.

Die Untersuchungen der Propeller-Leitwerk Kombination wurden am Böenwindkanal des IAG durchgeführt. Die Abmessungen und Anströmgeschwindigkeiten des Windkanals ermöglichten eine Vermessung des Antriebssystems in Originalgröße in den Auslegungspunkten von Icaré 2.

Ziel:

Bei dieser Arbeit /1/ wurden die Leistungsdaten und Wirkungsgrade des Propellers für verschiedene Propelleranstellwinkel vermessen und mit den Auslegungsrechnungen /2/ verglichen. Die Auslegungsrechnungen basieren auf der Blattelement-Theorie, wobei die induzierten Anstellwinkel mit Hilfe eines Wirbelverfahrens berechnet wurden.

Als weiteres wurde die Zirkulationsverteilung entlang des Propellers gemessen und ebenfalls mit den Rechnungen des Propellerentwurfs verglichen.

Da über Propeller-Leitwerk-Interferenzen nur sehr wenig Literatur bekannt ist, wurde auch die Auswirkung der Leitwerksumströmung auf den Wirkungsgrad des Propellers untersucht.

Lösungsweg:

Für die Vermessung des Icaré 2-Antriebs wurde ein Prüfstand im Böenwindkanal aufgebaut, welcher aus einem Seitenleitwerk mit verstellbarem Seitenruder und der Aufnahme für das im Leitwerk integrierte Antriebssystem besteht. Desweiteren konnte das Höhenleitwerk des Solarflugzeuges am Prüfstand befestigt werden.

Zur Bestimmung der Leistungsdaten und Wirkungsgrade des Propellers und des Elektromotors wurden Drehmoment, Schubkraft, Anströmgeschwindigkeit, Drehzahl sowie die elektrischen Größen Strom und Spannung zeitgleich mit einem PC erfaßt und ausgewertet.

Durch eine Betrachtung der Impulsbilanz an einem Blattelement, wie sie z.B. in /3/ durchgeführt wurde, kann die Zirkulationsverteilung entlang eines Propellerblattes experimentell bestimmt werden. Dazu wurden die Differenzen der Staudrücke und der statischen Drücke stromauf und stromab der Propellerebene an verschiedenen Radiuspositionen gemessen und ausgewertet.

Um den Einfluß der Leitwerknachläufe auf den Propellerwirkungsgrad zu ermitteln, wurden Messungen sowohl mit als auch ohne stromauf befindlichem Höhenleitwerk durchgeführt. Als weiteres wurden auch die Auswirkungen von ausgeschlagenen Rudern untersucht.

Ergebnis:

Die gemessenen Leistungsdaten und Wirkungsgrade des Propellers sind in den *Bildern 1-3* für verschiedene Blattanstellwinkel aufgetragen. Im stationären Horizontalflug des Solarflugzeuges mit minimalem Antriebsbedarf ist ein Schub von 116 N erforderlich. Für einen Blattanstellwinkel von $15,5^\circ$ beträgt der Fortschrittsgrad dabei $v/nd=0,54$, wodurch sich ein Propellerwirkungsgrad von 84,5% ergibt. Bei Vergrößerung des Blattanstellwinkels auf $18,5^\circ$ kann der Propellerwirkungsgrad auf 86 % gesteigert werden.

In *Bild 4* ist der gemessene Propellerwirkungsgrad im Vergleich zu dem mit Hilfe der Blattelement-Theorie berechneten aufgetragen. Wie zu sehen ist liegt der gemessene Propellerwirkungsgrad 2-3% schlechter als der berechnete. Die Form der Verläufe stimmt aber gut überein.

Die experimentell ermittelte Zirkulationsverteilung entlang des Propellerblattes (siehe *Bild 5*) kommt der optimalen Zirkulationsverteilung nach Goldstein /4/, wie sie beim Propellerentwurf vorgegeben wurde, sehr nahe.

Beim Vergleich der Messungen mit und ohne Höhenleitwerk konnte kein Einfluß des stromauf liegenden Höhenleitwerkes (in Neutralstellung) auf den Propellerwirkungsgrad festgestellt werden. Durch Auslenken des Seitenruders und des Pendelhöhenleitwerkes reduzierte sich der Propellerwirkungsgrad um bis zu 10% (siehe *Bild 6*).

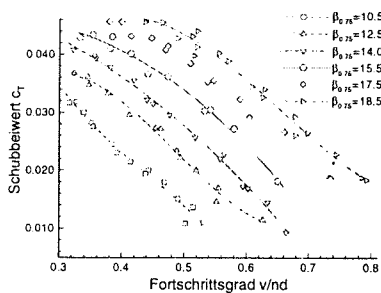


Bild 1: Schubbeiwerte

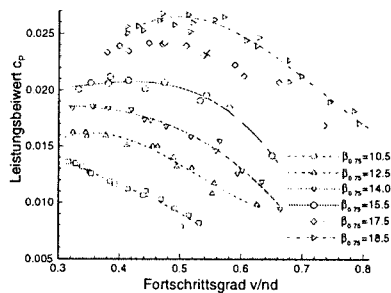


Bild 2: Leistungsbeiwerte

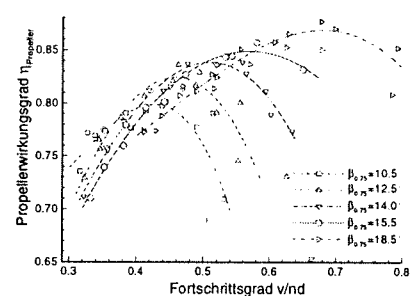


Bild 3: Propellerwirkungsgrad

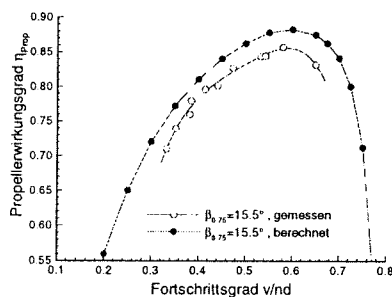


Bild 4: Vergleich gemessener/berechneter Propellerwirkungsgrad

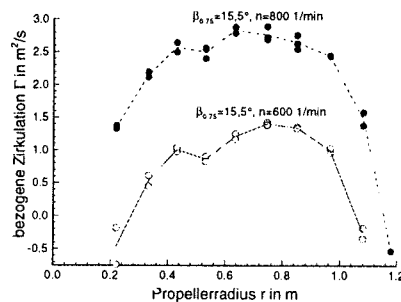


Bild 5: Gemessene Zirkulationsverteilung

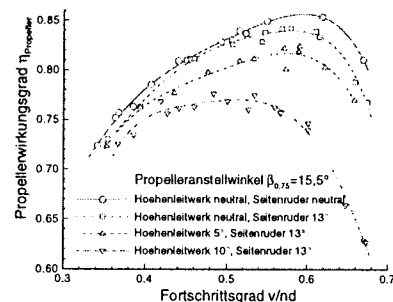


Bild 6: Einfluß von Leitwerksausschlägen auf den Propellerwirkungsgrad

Literatur:

- /1/ G. Jäger: „Experimentelle Untersuchung der Leitwerk-Propeller Kombination für das Solarflugzeug Icaré 2“
Studienarbeit, Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 1997
- /2/ J. Arnold: „Design of an Optimum Propeller for a Solar Power Glider“,
Studienarbeit, Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 1995
- /3/ W.-H. Hucho: „Untersuchungen über den Einfluß einer Heckschraube auf die Druckverteilung und die Grenzschicht schiffsähnlicher Körper“,
Dissertation, Universität Braunschweig, 1967
- /4/ S. Goldstein: „On the Vortex Theory of Screw Propellers“, London, 1929

Datum: 10.12.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	M.-Eng. Walid Khier / Dr.-Ing. Michael Breuer	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-232 Telefax: 09131/761-242 e-mail: khier@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	Deutsche Bahn AG, Societe Nationale des Chemins de Francais, FS	
Thema	Untersuchung der dreidimensionalen Strömung um einen Hochgeschwindigkeitszug unter Seitenwindeinfluß.	
Ausgangssituation	Die Tendenz, die Reisegeschwindigkeit moderner Züge ständig zu erhöhen, läßt die Bedeutung der Aerodynamik auch in diesem Bereich der Technik weiter steigen. Dabei spielt nicht nur der Widerstand eine zentrale Rolle. Vor allem eventuell auftretende Seitenwinde und Böen bedrohen die Sicherheit des Zugverkehrs, da sie zu so hohen Seitenkräften und Rollmomenten führen können, daß der Zug den Kontakt zur Schiene verliert. Windkanal- und Felduntersuchungen sind die traditionellen Zugänge, um die aerodynamischen Eigenschaften bodennaher Fahrzeuge zu bewerten, aber sie sind teuer und zeitaufwendig. Numerische Strömungssimulationen haben sich inzwischen zu einer kostengünstigen Alternative entwickelt. Detaillierte Untersuchungen unterschiedlicher Einflußfaktoren und Parametervariationen können mit numerischen Berechnungen schnell und einfach durchgeführt werden. Im Rahmen des europäischen Projektes <i>TRANSAERO</i> werden vom LSTM Berechnungen der turbulenten Umströmung von Hochgeschwindigkeitszügen mit dem Strömungs-Simulationsprogramm FASTEST-3D durchgeführt. Im Mittelpunkt der Arbeiten stehen dabei Untersuchungen zur Seitenwindempfindlichkeit der Fahrzeuge, die für die Sicherheit des Zugverkehrs bei zunehmenden Reisegeschwindigkeiten von immer größerer Bedeutung ist. Umfangreiche numerische Simulationen sollen in Zusammenhang mit den experimentellen Untersuchungen der Partnerinstitutionen im Windkanal und auf der Teststrecke Aufschluß über die Problematik geben.	
Ziel	1. Numerische Untersuchung der Strömung um dreidimensionale bodennahe Fahrzeuge (Hochgeschwindigkeitszüge). 2. Untersuchung und Analyse der aerodynamischen Eigenschaften von Hochgeschwindigkeitszügen unter verschiedenen Seitenwindbedingungen. Insbesondere soll der Einfluß der atmosphärischen Grenzschicht und der Geometrie des Bahndamms untersucht werden.	

AG STAB

Lösungsweg

1. Auf der Basis der CAD-Daten des InterRegios wird das numerische Gitter mit Hilfe des Gittergenerators ICEM-PCUBE von Control Data Systems Inc. erzeugt.
2. Die atmosphärische Grenzschicht wird als neue Randbedingung in FASTEST-3D implementiert.
3. Das bereits existierende parallele Strömungsprogramm FASTEST-3D löst die Reynolds-gemittelten Erhaltungsgleichungen auf einem blockstrukturierten Gitter. Zur Schließung der Gleichungen wird ein $k - \epsilon$ -Modell mit Wandfunktionen oder eine Low-Re Variante eingesetzt. Die Blockstrukturierung bildet gleichzeitig die Basis für die Parallelisierung des Codes. Die Rechenlast kann so auf die verschiedenen Prozessoren des verwendeten Parallelrechners verteilt werden.

Ergebnis

Nachstehend sind einige Ergebnisse der numerischen Berechnung der turbulenten Strömung dargestellt, die für das dreidimensionale, vereinfachte Zugmodell durchgeführt wurden. Die gezeigte Geometrie besteht aus zwei DB-InterRegio Steuerwagen, auf denen die innerhalb TRANSAEROS geplanten Untersuchungen basieren. Abb. 1 zeigt den Verlauf der Wandstromlinien auf der Zugoberfläche bei 20° Seitenwind. Abb. 2 stellt die Abhängigkeit der aerodynamischen Kräfte und Momente vom effektiven Windwinkel Θ dar. Aufgetragen sind der Seitenkraftbeiwert (oben) und der Rollmomentenbeiwert (unten) als Funktion des Windwinkels für den vorderen und hinteren Wagen des Zuges sowie für den gesamten Zug. Man erkennt, daß die Kräfte und Momente für den ersten Wagen bis ca. 60° sehr stark ansteigen und dann fast konstant bleiben. Für den hinteren Wagen steigen sie langsamer an und erreichen ihren maximalen Wert erst bei 90° .

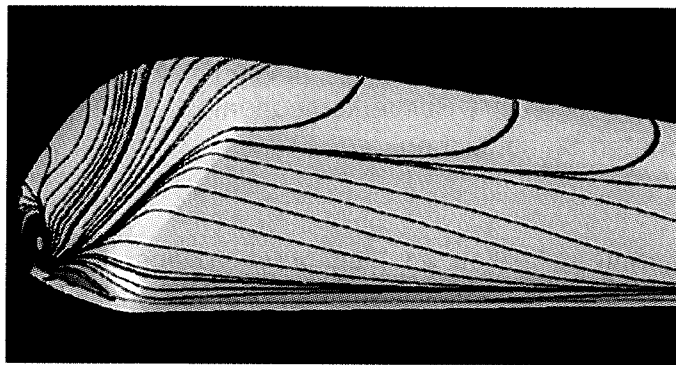


Abb. 1: Wandstromlinien und Ablösgebiete am Heck des InterRegio bei 20° Seitenwind

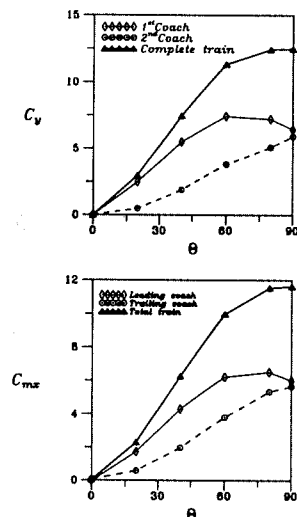


Abb. 2: Einfluß des Windwinkels auf den Seitenkraft (oben) und den Rollmomentenbeiwert (unten)

Literatur

- [1] T. Chiu, "Prediction of the aerodynamic loads on railway train in a cross wind at large yaw angles using an integrated two- and three-dimensional source/vortex panel method", *J. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 57, pp. 19-39, (1995).
- [2] W. Khier, M. Breuer, F. Durst, "Numerical simulation of side wind effects on high speed trains", 30th ISATA International symposium on automotive technology and automation, June, 16th - 19th, 1997, Florence, Italy.

weiteres Vorgehen

Im weiteren Verlauf des Projektes sollen numerische Simulationen für realistische Zuggeometrien inklusive Bahndamm und Drehgestell durchgeführt werden. Ziel ist es, detaillierte Aussagen über die Seitenwindempfindlichkeit der untersuchten Fahrzeuge abzuleiten.

Datum:

22.09.1997

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. Stefan Körber

Institution: BGT-Bodenseewerk
Gerätetechnik GmbH

Adresse: Alte Nussdorferstr.
88662 Überlingen

Telefon: 07551 / 89-6194

Telefax: 07551 / 89-2351

e-mail: koerber@fk.bgt.de

Weitere Partner: - -

Thema: Strukturgekoppelte aerokinetische Aufheizung von Flugkörpern im hohen Überschall/Hyperschall

Ausgangssituation:

Mit steigender Fluggeschwindigkeit und Missionsdauer wird die dabei vermehrt auftretende aerokinetisch bedingte Aufheizung der Flugkörperstruktur zunehmend zu einem entscheidenden Parameter bei der Flugkörper-Systemauslegung. Besonders betroffen sind hierbei die Bauelemente im vorderen Nasenbereich (Sucherkomponenten, z.B. IR-Fenster, Radome) sowie die äußerlich angeordneten Steuerflächen.

Ziel:

Die zunehmenden Leistungsanforderungen an Flugkörper verlangt immer mehr eine Auslegung hinsichtlich eines optimierten Gesamtkonzeptes. Aufgrund häufig konträrer Forderung unterschiedlicher Komponenten ist eine endgültiges Konzept oftmals nur durch iteratives Annähern zu realisieren. Zur Reduzierung kostenintensiver Windkanalmessungen soll ein numerisches Simulationsverfahren bereitgestellt werden, so daß sich eine Optimierung des Flugkörpergesamtkonzeptes, vornämlich unter dem Aspekt der aerokinetischen Aufheizung der FK-Struktur, in zeit- und kosteneinsparendem Maße durchführen läßt.

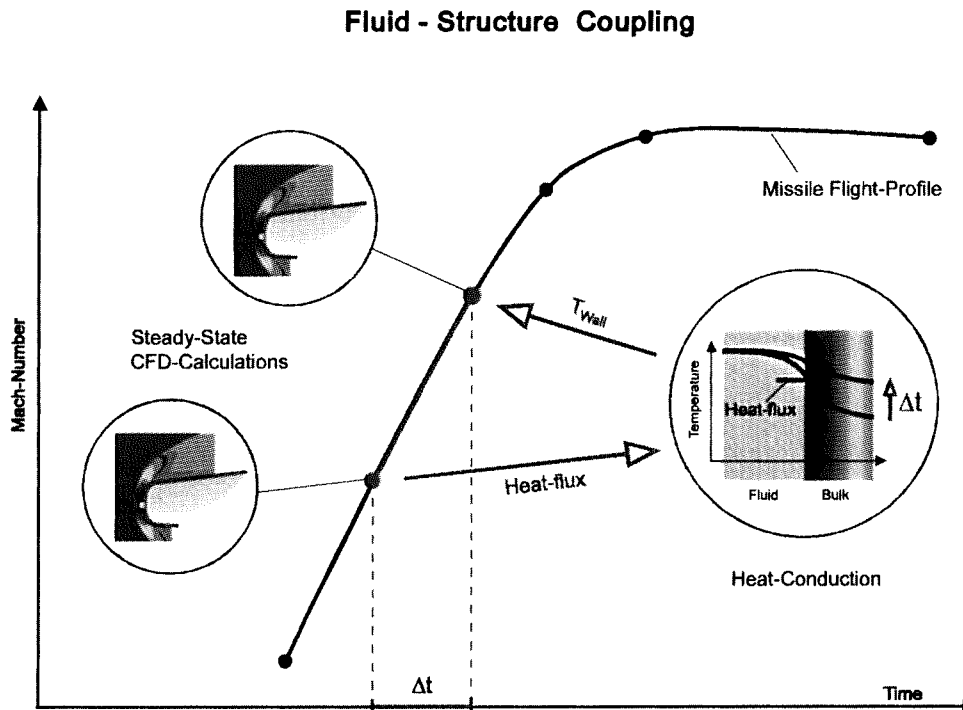
Lösungsweg:

Für eine numerische Simulation der aerokinetischen Aufheizproblematik stehen kommerzielle Programmpakete zur Berechnung der Strömung um den Flugkörper bzw. des Wärmehaushaltes innerhalb der Flugkörperstruktur zur Verfügung. Aufgrund der Unabhängigkeit dieser Module wird hinsichtlich einer adäquaten Modellierung der physikalischen Austauschvorgänge an der Schnittstelle Grenzschichtströmung-Strukturoberfläche eine entsprechende wechselseitige numerische Kopplung dieser Module vorgenommen. Die dadurch ermöglichte Rückkopplung der Strukturoberflächentemperatur auf die Grenzschichtströmung und die entsprechenden Strukturwärmelasten spiegelt gegenüber dem Ausgangsmodell ohne Struktur-Strömung-Feedback die real ablaufenden physikalischen Vorgänge wesentlich näher wieder.

Ergebnis:

Mit Hilfe des gekoppelten Gesamtsimulationsprogrammes wurden erste Validierungsrechnungen hinsichtlich einer aerokinetischen Aufheizung einer Flugkörperstruktur durchgeführt. Als Vergleichsdaten standen experimentell ermittelte Temperaturzeitverläufe aus Freiflugversuchen zur Verfügung. Die mit dem wechselseitig gekoppelten Verfahren erzielten Ergebnisse zeigen eine wesentlich höhere Übereinstimmung mit den experimentellen Daten als die mit den zuvor ermittelten Simulationen möglich war.

Bilder:



Weiteres Vorgehen:

Erweiterung des bestehenden Simulationsprogrammes von rotationssymmetrischen Flugkörperkonturen auf volle 3D Konfigurationen. Berücksichtigung der sich aufbauenden thermischen und mechanischen Spannungen im Strukturmaterial.

Datum: 20.08.1997

AG STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

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

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 52062 AACHEN Telefon 0241/80-5438

weitere Partner Dipl.-Ing. Emil STANISAV. Fax 0241/8888-173

Thema

The Design of the Fully - Optimized, Integrated Wing-Fuselage Model FADET I, in Supersonic Flow.

Ausgangssituation

The integrated delta wing - fuselage configuration is here considered as an equivalent integrated delta wing alone (IDW), which is fitted with two additional ridges, which are located along the junction lines between the wing and the fuselage and which mathematically simulate the jump of the downwashes, along these lines, as in [1] - [3]. The IDW has the skeleton surface continuous and the thickness distribution is continuous of class C_1 along the junction lines, but, for the sake of generality, discontinuous in the higher derivatives. The downwashes $\tilde{w}$ on the thin and $\tilde{w}^*$, $\bar{w}^*$ on the thick-symmetrical IDW components are expressed in form of superpositions of homogeneous polynomials in two variables, with arbitrary coefficients. Under these suppositions some original potential solutions for the three - dimensional hyperbolic boundary value problems of the partial-differential equations concerning the determination of the axial disturbance velocities u and u^* on the flattened wing - fuselage configurations given in [1-3], are used as starting solutions for the variational problem concerning the determination of the fully-optimized shape of the integrated wing-fuselage model Fadet I, optimized at the cruising Mach number $M_\infty = 2,2$. The optimum - optimorum theory as in [1] - [3], is here used for the determination of the 29 free parameters of the variational problem concerning the determination of the shape of the fully-optimized, integrated model Fadet I. These parameters are the polynomial coefficients of the three downwashes $\tilde{w}$, $\tilde{w}^*$ and $\bar{w}^*$ and the similarity parameters of the planforms of the wing and of the fuselage, i.e. ν and $\bar{\nu}$.

Ziele

The aim of this research is to determine and to test the shape of a fully-optimized integrated wing-fuselage configuration, which is flying with characteristics instead of shocks and presents a higher quotient L/D . This shape can be useful for the design of a new generation of shockless integrated supersonic transport aircraft, which are economical, rentable, silent and therefore also ecological accepted. Our proposal, for the shape of such an aircraft in form of a catamaran, which presents two separate small fuselages partially integrated in the wing, is given in (Fig. 1).

Lösungsweg

The variational problem concerning the determination of the skeleton-surface consists in the determination of the optimal values of the coefficients $\tilde{w}_{ij}$ of the downwashes w , in order to realize the mi-

nimum drag $C_d = \min$ for a given lift coefficient $C_l = C_{l_0}$ and by satisfying the conditions of the pressure equalization along the subsonic leading edges of the IDW.

The variational problem concerning the determination of the optimal values of the coefficients $\tilde{w}_{ij}^*$ and $\bar{w}_{ij}^*$ of the downwashes $\tilde{w}^*$ and $\bar{w}^*$, in order to realize the minimum drag $C_d^* = \min.$, for given relative volumes τ and $\bar{\tau}$ of the wing and of the fuselage, the conditions of null-thickness of the IDW along the LE and the integration conditions, which impose that the wing and the fuselage have the same tangent planes along the junction lines between the wing and the fuselage, as in [1] - [3].

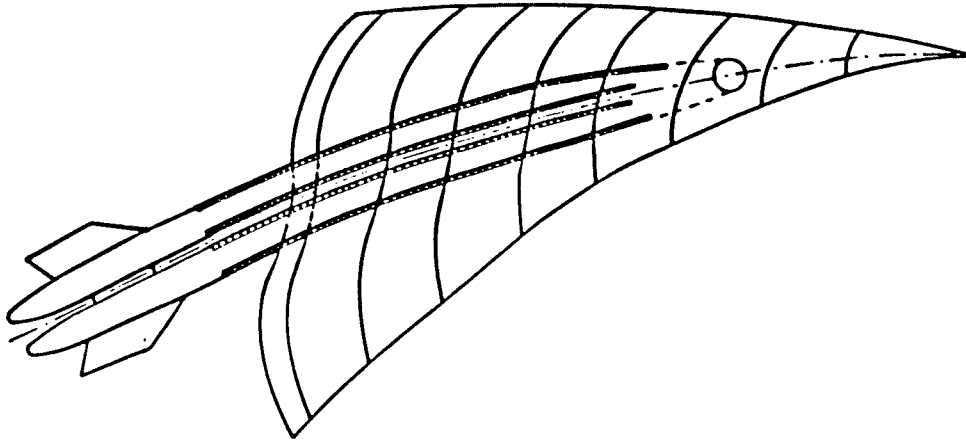


Fig. 1

Ergebnis

The fully-optimized integrated delta wing-fuselage model Fadet I has about 15 % higher inviscid L/D as an equivalent wedged delta wing fitted with conical fuselage, which has the same planforms and the same relative volumes of the wing and of the fuselage.

Literatur

1. NASTASE, A.: Optimum-Optimorum Integrated Wing-Fuselage Configuration for Supersonic Transport Aircraft of Second Generation, Proc. of 15th ICAS Congress, London, UK, 1986.
2. NASTASE, A.: The Design of Fully-Optimized Wing-Fuselage Configurations by Using the Iterative Optimum-Optimorum Theory, ZAMM, 72, (1992).
3. NASTASE, A.: The Multidisciplinary and the Multipoint Design of the Flying Configurations, via Iterative Optimum-Optimorum Theory in Supersonic Flow, AIAA-96-4140-CP, A Collection of Technical Papers, Part 2, 6th AIAA/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1996/Bellevue, Washington State.

Weiteres Vorgehen

The fully-optimized integrated model Fadet I, optimized at cruising Mach number $M_\infty = 2,2$ will be realized in the frame of a DFG research contract of the Lehrgebiet Aerodynamik des Fluges. Further finds are necessary in order to determine the behaviour of the model Fadet I, for several Mach numbers M_∞ and angles of attack α and to check the optimistic theoretical prediction of the value of L/D.

3. Nov. 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: D. Nikolitsch, P. Hennig

Institution: Daimler-Benz Aerospace AG, LFK -GmbH

Adresse: Postfach 80 11 49, 81663 München

Telefon: 089/607-22568

Telefax: 089/607-22461

e-mail: paul.hennig@otn.lfk.dasa.de

weitere Partner: DLR-Köln, DLR-Göttingen

Thema: Aerodynamik des Gitterflügels

Ausgangssituation:

Die Anforderungen an die Steuerelemente von Hyperschall-Flugkörpern sind wegen der hohen aerodynamischen, thermischen und mechanischen Belastungen und wegen der benötigten hohen Manövrierfähigkeit extrem. Ein Vorteil der ursprünglich in der Sowjetunion entwickelten Gitterflügel ist neben ihrer hohen Leistungsfähigkeit das erheblich geringere Gewicht der Ruder und Rudermaschine. Vor allem die Systemeigenschaften sind daher günstig.

Ziel:

Zur Vereinfachung und Absicherung von Flugkörper-Auslegungen mit Gitterflügeln wurde ein ingenieurmäßiges, schnelles und praxisnahes Verfahren entwickelt, das die Kraft- und Momentenbeiwerte im Unter- und Überschall berechnet.

Lösungsweg:

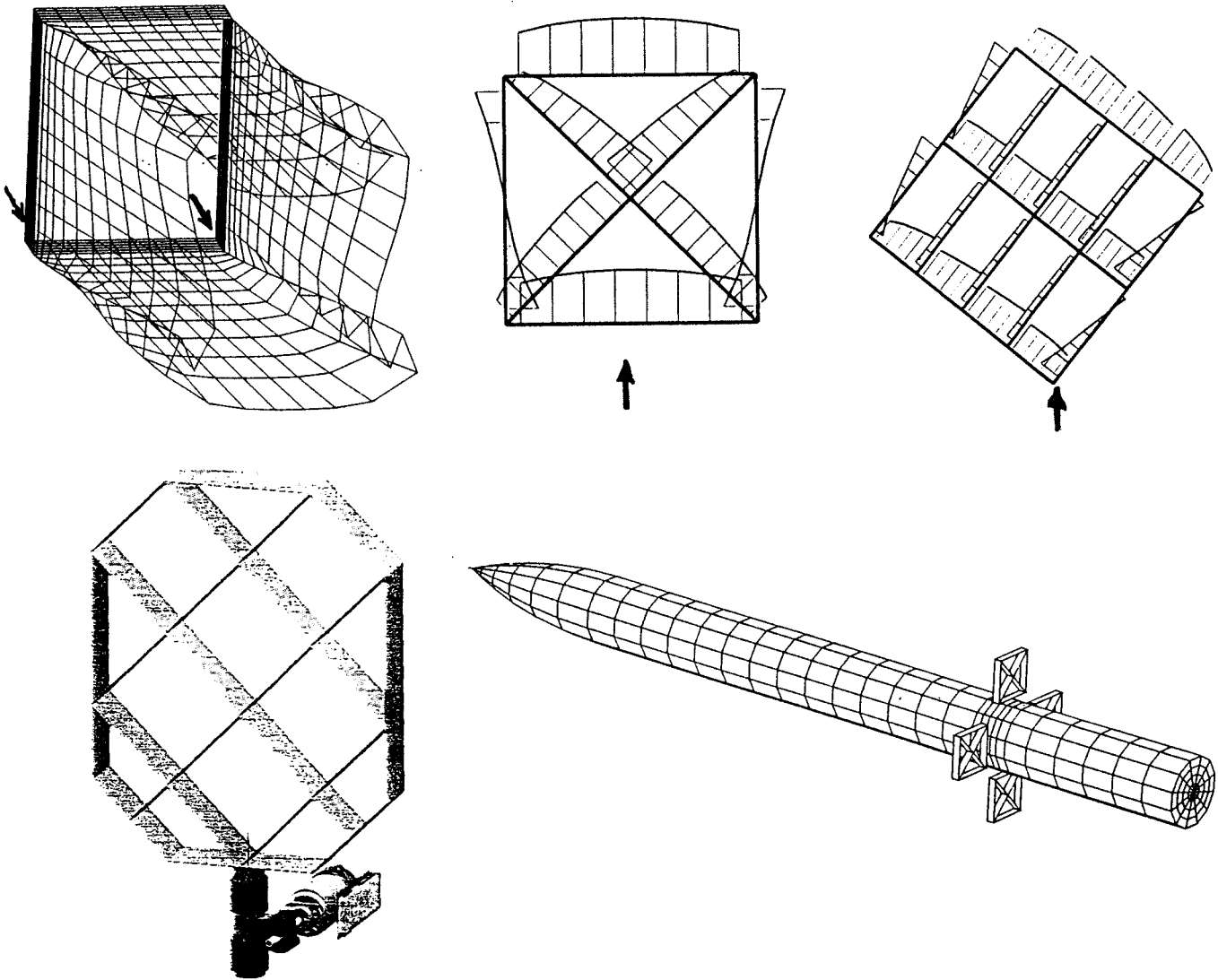
Es wurde eine semi-empirische Vorgehensweise gewählt, wobei speziell für den Überschall empirische Daten benötigt werden.

Für den Unter- und Überschallbereich wurde für die isolierten Gitterflügel ein Panelverfahren eingesetzt, das für Berechnungen bis zu hohen Anstellwinkeln durch eine Modellierung der Nachlaufschleppe ausgelegt ist.

Zur Beschreibung des Rumpfteils wurde für den Überschallbereich ein nichtlineares Potentialverfahren (mit Modellierung der Rumpfwirbel nach Wardlaw) ausgewählt. Für den Unterschallbereich wurde ein modifiziertes Panelverfahren eingesetzt, das direkt mit dem Panelprogramm für die Flügel gekoppelt ist und die Interferenzen direkt erfaßt. Im Überschall werden die Beiwerte der Gesamtkonfiguration aus den Beiwerten der Einzelkomponenten und aus Interferenztermen gebildet. Diese werden mit Hilfe semi-empirischer Interferenzfaktoren bestimmt. Da bisher noch keine geeigneten Messungen zur Abschätzung dieser Faktoren vorlagen, werden die entsprechenden Werte vorläufig von flächenäquivalenten Planarflügeln übernommen.

Ergebnis:

Alle benötigten Teile des semi-empirischen Vefahrens laufen; eine Validierung steht mangels geeigneter Meßdaten noch aus; bisher erfolgte nur eine qualitativ-physikalische Interpretation der ersten Rechenergebnisse.



Literatur: Dasa-TN-FTE12-97-0013

weiteres Vorgehen:

Messung von Grundsatzkonfigurationen für isolierte Gitterflügel (DLR Göttingen) und Gesamtkonfigurationen (DLR Köln); Programm, vor allem durch Abschätzung der Interfrenzfaktoren für die Beiwerthsynthese; Berechnung besonders wesentlicher Geometrien und Anströmbedingungen mit Hilfe numerischer Verfahren (zunächst Euler).

Datum: 26.03.98

AGSTAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe
Ansprechpartner: Professor Dr. W. Rodi, Dr.-Ing. J. Fröhlich
Institution: Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe
Adresse: Kaiserstraße 12, 76128 Karlsruhe
Telefon: (0721) 608-3535
Telefax: (0721) 608-2202
E-mail: Rodi@bau-verm.uni-karlsruhe.de
Weitere Partner: EDF, Chatou, Frankreich
Thema: Large-Eddy Simulation der Strömung um stumpfe Körper

Ausgangssituation:

Die Strömung um stumpfe Körper, die bei vielen Ingenieurproblemen vorkommt (z.B. Fahrzeugen, Flugzeugen, Gebäudeaerodynamik) ist im allgemeinen äußerst komplex, da oft instationäre Wirbelablösung auftritt und die Strömung durch großskalige turbulente Wirbelbewegungen dominiert wird. Diese lassen sich nur sehr schwer mit statistischen Turbulenzmodellen beschreiben, so daß für solche Strömungen die Large-Eddy-Simulation vom Prinzip her wesentlich geeigneter ist.

Ziel:

Es soll eine Large-Eddy-Simulationsmethode zur Berechnung der Strömung um stumpfe Körper verschiedenster Geometrien entwickelt werden, die auch für die Anwendung auf praktische Probleme mit komplexen Geometrien geeignet ist.

Lösungsweg:

Es werden die dreidimensionalen instationären Navier-Stokes-Gleichungen zusammen mit der Kontinuitätsgleichung auf einem möglichst feinen Rechennetz numerisch gelöst. Dazu wurde ein für statistische Modelle entwickeltes 3D Finite-Volumen-Verfahren weiterentwickelt, wobei nun ein explizites Zeitintegrationsschema verwendet wird. Der resultierende Code LESOCC (Large-Eddy Simulation on Curvilinear Coordinates) erlaubt den Einsatz krummliniger, körperangepaßter Rechengitter, so daß die Anwendung auf Probleme mit komplexer Geometrie möglich ist. Die Turbulenzbewegungen mit einem Längenmaß größer als die Maschenweite werden direkt berechnet; zur Simulation des Einflusses der nicht auflösbaren kleinskaligen Turbulenzbewegungen kommen verschiedene Feinstrukturmodelle zum Einsatz, so das Smagorinsky Modell und ein dynamisches Feinstrukturmodell. Bei hohen Reynoldszahlen wird in Wandnähe ein Wandmodell verwendet. Der LESOCC Code wurde zunächst anhand der Berechnung von Kanalströmungen getestet, dann zur Berechnung der Strömung um lange quadratische und kreisförmige Zylinder und um einen wandgebundenen Würfel eingesetzt.

Ergebnis:

Ergebnisse der LES Rechnungen für die Strömung um einen quadratischen Zylinder und einen wandgebundenen Würfel wurden in den letztjährigen Mitteilungen präsentiert und sind inzwischen in [1] veröffentlicht. Neuere Rechnungen konzentrierten sich auf die Strömung um Kreiszylinder bei $Re = 3900$ und $Re = 140.000$. Für $Re = 3900$ ist im Bild 1 links eine Momentaufnahme der Wirbelstärkenverteilung dargestellt, die klar die Wirbelablösung und das Stromabschwimmen der Wirbel zeigt. Im rechten Bild sind Konturen konstanten Drucks dargestellt, die klar die Dreidimensionalität der Zylinderumströmung zeigen. Die berechneten statistischen Größen und globalen Parameter wie Strouhalzahl und Widerstandsbeiwert stimmen recht gut mit Experimenten sowie den früheren LES Rechnungen von Beaudan und Moin (Center for Turbulence Research in Stanford) überein.

Bild 2 zeigt die Ergebnisse einer ersten Rechnung der Strömung um einen Kreiszylinder bei $Re = 140.000$ mit ca. 2.2 Millionen Gitterpunkten. Im linken Bildteil ist das zeitlich gemittelte Stromlinienbild dargestellt; die Ablösezone ist nun wesentlich kürzer als beim Fall mit $Re = 3900$, doch wird die Ablösung im Vergleich zu den Experimenten zu spät berechnet, was von der noch nicht ausreichenden Auflösung der in diesem Fall sehr dünnen laminaren Grenzschicht herrührt. Andererseits stimmt die im rechten Bildteil dargestellte Entwicklung der gemittelten Geschwindigkeit entlang der Symmetrieachse des Zylinders recht gut mit Messungen überein.

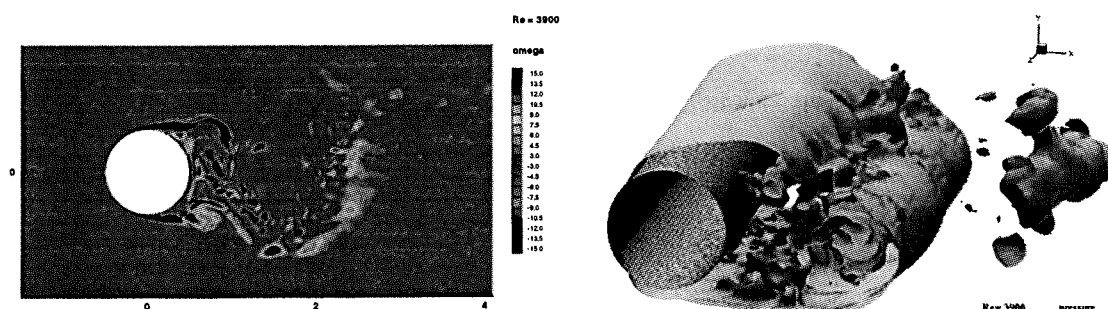


Bild 1: LES Rechnung der Strömung um Kreiszylinder bei $Re = 3900$;
links: Wirbelstärkekonturen im Mittelschnitt, rechts: Druckkonturen

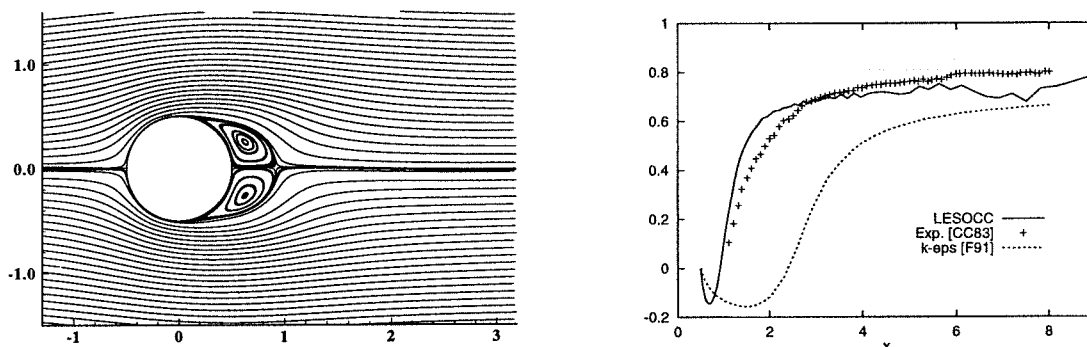


Bild 2: Strömung um Kreiszylinder bei $Re = 140.000$; links: LES Rechnung der gemittelten Stromlinien, rechts: gemittelte Geschwindigkeit entlang der Zylindersymmetrieachse

Literatur:

1. Rodi, W., Ferziger, J.H., Breuer, M., Pourquié, M.: „Status of large-eddy simulation: Results of a workshop“, J. Fluids Engineering, Vol. 119, pp. 248-262, 1997.
2. Fröhlich, J., Rodi, W., Kessler, Ph., Parpais, S., Bertoglio, J.P., Laurence, D., „Large-eddy simulation of flow around circular cylinders on structured and unstructured grids“, to appear in Notes on Numerical Fluid Mechanics, ed. E.H. Hirschel, Vieweg Verlag, 1998.
3. Fröhlich, J., „Large eddy simulations of flow around cylinders“, contribution accepted for ECCOMAS 1998, 7.-11.9.1998, Athens.

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen eines deutsch-französischen Gemeinschaftsprojekts werden zusammen mit der EDF in Chatou LES Rechnungen auch der Strömung um Gruppen von Zylindern sowie Zylinder mit endlicher Höhe durchgeführt. Weiter werden im Rahmen eines EU-Vorhabens auch LES Rechnungen der Strömung um Tragflügelprofile begonnen.

Datum: 6.4.1998

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis:

Ansprechpartner: Rainer Alewelt

Institution: Universität Bremen
Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie
und Mikrogravitation

Adresse: Am Fallturm
28359 Bremen
Telefon: 0421 218 2521

weitere Partner: Daimler-Benz Aerospace Airbus

Thema: Einfluß schiebender/konischer Grenzschichtrechnung
auf die Stabilitätsrechnung

Ausgangssituation:

Für Stabilitätsberechnungen werden als Eingangsdaten die Ergebnisse von Grenzschichtrechnung benötigt, deren Genauigkeit und Annahmen das Ergebnis der Stabilitätsrechnung maßgeblich beeinflussen.

Bei zweidimensionaler Grenzschichtrechnung werden die Änderungen der Strömungsgrößen in Spannweitenrichtung vernachlässigt.

Modelliert man die Grenzschicht in einem vorderkantennormalen Koordinatensystem als unendlich schiebend, so bleiben die Strömungsgrößen auf den Prozentlinien parallel zur Vorderkante konstant. Bei konischer Modellierung in Zylinderkoordinaten werden die Größen auf den Radiuslinien konstant gehalten.

Ziel:

Durch Laminarisierung wird die Transition zu grösseren Flügeltiefen verlagert. Da mit zunehmender Flügeltiefe konische und schiebende Grenzschichtrechnung immer weiter voneinander abweichen, soll der Einfluß der Grenzschichtannahme auf Stabilitätsrechnungen an einem schiebenden konischen Flügel untersucht werden.

Lösungsweg:

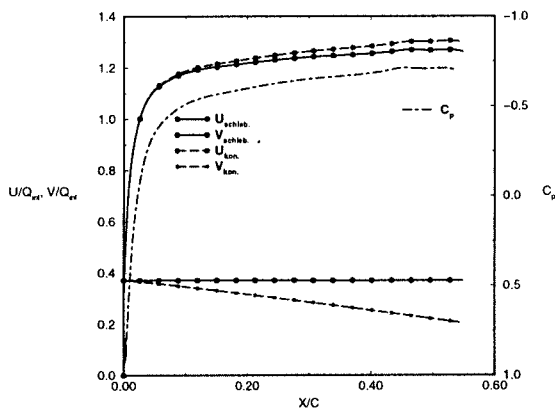
Für einen konischen gepfeilten Flügel werden schiebende und konische Grenzschichtrechnungen durchgeführt. Die Grenzschichtergebnisse werden mit der linearen/nichtlinearen PSE-Methode untersucht. Dabei werden die lokalen Anfachungsraten für stationäre Querströmungswellen im Bereich der Flügelvorderkante und laufende TS-Wellen weiter stromab bei schiebender und konischer Grenzschichtrechnung verglichen.

Ergebnis:

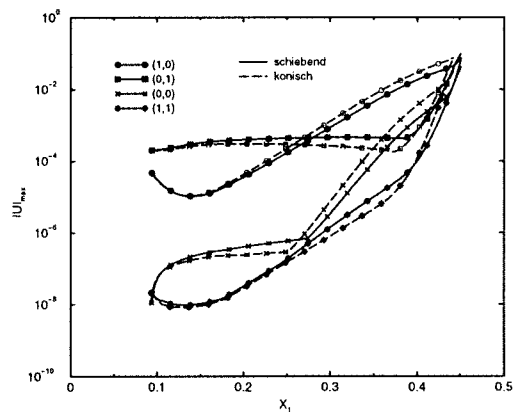
Schiebende und konische Grenzschichtrechnungen ergeben unterschiedliche Geschwindigkeiten der reibungsfreien Außenströmung am Grenzschichtrand und damit unterschiedliche Geschwindigkeitsprofile in

AG STAB

der Grenzschicht (Abb. a). Die Geschwindigkeitsprofile konischer Rechnungen sind in Stromlinienrichtung fülliger als die vergleichbaren Profile schiebender Rechnung, während die Querströmungsprofile bei konischer Rechnung verzögert sind. Die mit der Verdrängungsdicke gebildete Reynoldszahl ist bei konischer Rechnung größer als bei schiebender Rechnung. Die schiebende Querströmungsreynoldszahl liegt höher als die Konische. Nahe der Vorderkante ($x/c < 5\%$) stimmen konische und schiebende Rechnung weitgehend überein. Damit werden auch die Anfachungsraten von Störungen nahe der Flügelvorderkante (stationäre Querströmungswellen) durch die unterschiedlichen Grenzschichtrechnung nicht beeinflusst. Erst weiter stromab treten deutliche Unterschiede auf. Die räumlichen Anfachungsraten laufender TS-Wellen sind bei konischer Grenzschichtrechnung höher als bei schiebender Rechnung. Umgekehrt liegen die Anfachungsraten der schräg laufenden Wellen bei konischer Rechnung unterhalb der Anfachungsraten bei schiebender Rechnung.



(a) Geschwindigkeiten am Grenzschichttrand bei schiebender und konischer Rechnung



(b) nicht lineare PSE-Rechnung bei schiebender und konischer Rechnung

In Abb. b) erkennt man die unterschiedlichen Amplitudenverläufe bei schiebender und konischer Rechnung. Hierbei ist nicht nur der absolute Amplitudenwert für die einzelne Mode interessant, vielmehr verschieben sich auch die Orte der nichtlinearen Interaktionen und des explosiven Amplitudenanstiegs schon bei diesem moderat gepfeilten Flügel um mehrere Prozent Flügeltiefe.

Literatur:

Elsholz, E.

Ein inverses LISW-Grenzschicht-Differenzenverfahren

MBB-Rep. TE 2-1681, Nov. 1988

Kaups, K. and Cebeci, T.

Compressible Laminar Boundary Layers on Swept and Tapered Wings

Journal of Aircraft, Vol. 14, 1977, pp661-667.

Datum: 20. März 1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr. H. Bieler

Institution: Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse: D-28183 Bremen

Tel: 0421-538-3232

Fax: -2910

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

weitere Partner: Teilnehmer des DFG-Schwerpunktprogrammes "Transition"

Thema: Stabilitätsanalysen bei DA im DFG Programm "Transition"
zur Transitionsbeeinflussung

Ausgangssituation:

Die bisher bei DA im Rahmen der Laminartechnik angewendeten Rechenverfahren beruhten auf der klassischen linearen Stabilitätstheorie.

Ziel:

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

Lösungsweg:

Die Grenzschichtverfahren zur Lösung der kompressiblen Strömungen am gepfeilten Tragflügel und weitere Verfahren zur Lösung von Modellströmungen (z.B. Falkner-Skan-Cooke Gleichungen) wurden an die Erfordernisse eines PSE Verfahrens angepasst und getestet. Um die Effekte der Nichtlokalität (Grenzschichtaufdickung) und die von Modenwechselwirkungen (wenige ausgesuchte Fälle) besser beurteilen zu können, wurde eine generische (Situation nahe der Flügelvorderkante eines Pfeilflügels) drei-dimensionale beschleunigte Grenzschichtströmung (Lösung der FSC Gleichungen) untersucht.

PSE Ergebnisse der Universität Stuttgart, die im Rahmen des DFG Programmes "Transition" zur Verfügung gestellt wurden, dienen als Referenzlösung.

Im Vorfeld einer späteren industriellen Anwendung werden Experimente an der TU-Berlin zur aktiven Störungsdämpfung rechnerisch begleitet.

Ergebnis:

Die Grenzschichtverfahren zur Berechnung der kompressiblen Tragflügelumströmung wurden erfolgreich modifiziert und deren Output an PSE Erfordernisse angepasst. Zur Berechnung von nichtlokalen Effekten benötigt die PSE Methode insbesondere die wandnormale Geschwindigkeit und einige stromab-Gradienten der Grundströmung in hinreichender Genauigkeit. Der Vergleich von räumlichen Anfachungsraten mit denen der Universität Stuttgart (IAG) nach lokaler und nichtlokaler Theorie ergab eine gute Übereinstimmung (Fig. 1). Im Rahmen der HLFC Technik konnten erste Erfahrungsdaten mit unstetigen Änderungen in den Randbedingungen (Absaugung!) gesammelt werden (Fig. 2). Hier sind noch weitere systematische Parameter Variationen nötig. Zusätzlich wurden zur Unterstützung der Active Wave Control (AWC) Experimente an der TU-Berlin lokale Stabilitätsrechnungen bei DA unter Berücksichtigung der Windkanalparameter durchgeführt. Damit ist eine Einordnung der experimentellen Ergebnisse möglich.

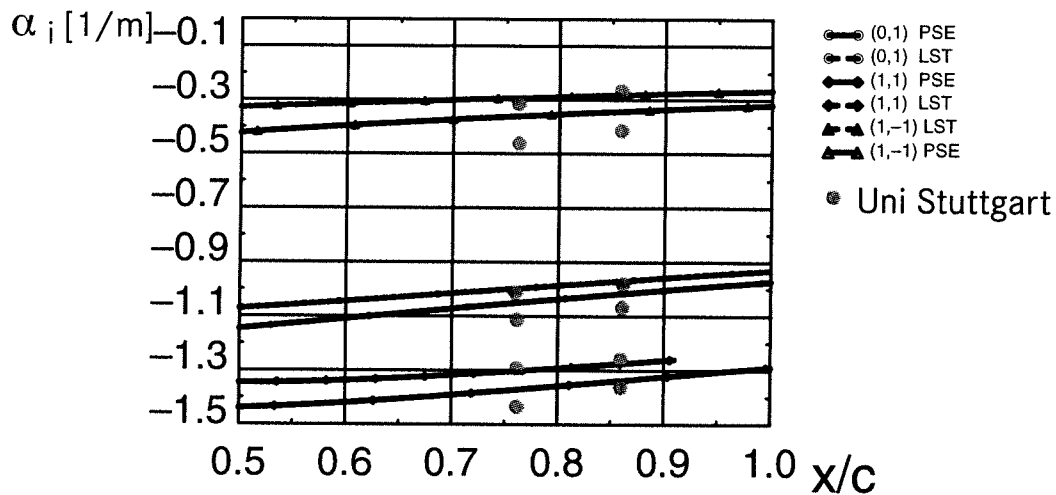


Fig: 1 Fall Falkner-Skan-Cooke Strömung: $\beta_H = 0.6$; $\varphi = 45$ Grad $F=258$ Hz, $\beta = 400 \text{ m}^{-1}$

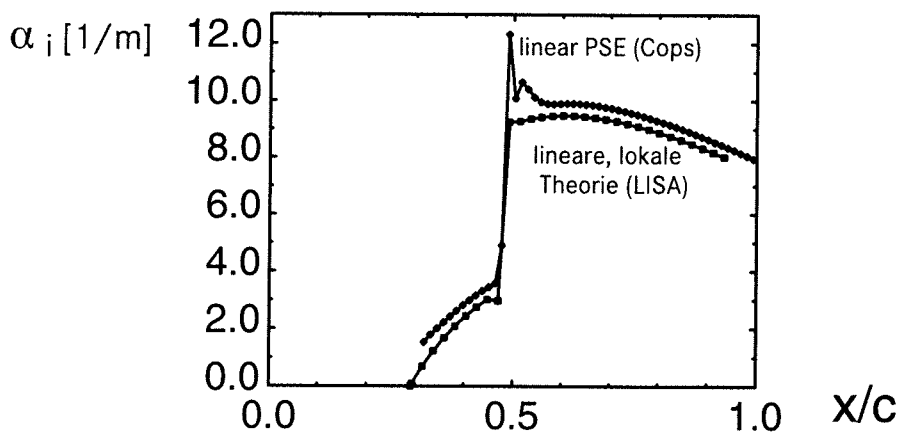


Fig: 2 Fall Falkner-Skan-Cooke Strömung: $\beta_H = -0.1$; $\varphi = 30$ Grad
Absaugesprung bei $x/c = 0.5$; danach keine Absaugung

Literatur:

1. Bieler, H. Stabilitätsanalyse zur aktiven Dämpfung von Grenzschichtinstabilitäten (Experiment an der TU Berlin): RaWid, DFG-Transition. DA Bericht EF-023/97 (1997).
2. Bieler, H. Einige Stabilitätsanalysen zur Transitionsbeeinflussung; RaWid AP 1, DFG-Transition. DA Bericht EF-038/97 (1997).
3. Alewelt, R. Test und Validierung des Programmpaketes COPS für lineare und nichtlineare PSE Rechnungen. ZARM Bericht (Universität Bremen) vom 17.12.97.

weiteres Vorgehen:

Die Aktivitäten zur Transitionsbeeinflussung, die im Rahmen des DFG Projektes stattfinden, sind im Projektplan (97-99) erläutert. Parallel dazu wird bei DA an der Auswertung durchgeführter HLFC Tests (im Rahmen des EU Projektes HYLDA) und an der Konzeption neuer Experimente (EU Projekt HYLTEC) mitgearbeitet. Der Nachweis der Laminarhaltung unter Flugbedingungen wird im Rahmen des Laminar Fin Programmes erbracht.

Datum: Bremen, den 30.3.98

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. C. Gmelin, Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3422

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner

Thema

Numerische Untersuchungen zur Erzeugung von Störwellen durch zeitlich periodisches Ausblasen und Absaugen an der Wand

Ausgangssituation

Zur Widerstandsverringern von Tragflügeln wird versucht, den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag möglichst weit stromab zu verschieben. Hier scheint die Methode der aktiven Kontrolle, bei der den auftretenden Tollmien-Schlichting-Wellen im Vorfeld der Transition gegenphasige Störungen überlagert werden gute Ergebnisse zu erzielen. Bei der Anwendung dieser Kontrollmaßnahmen müssen Störungen mit definierter Amplitude und Phase mit Hilfe sogenannter Aktuatoren in die Grenzschicht eingebracht werden. Dabei ist es wichtig, die Rezeptivität, also die Reaktion der Grenzschicht auf eine eingebrachte Störung zu kennen.

Ziel

Mit Hilfe der räumlichen direkten numerischen Simulation (DNS) wird das Verhalten der Grenzschicht bei verschiedenen Störungen untersucht. Hierbei handelt es sich um Störungen, die durch zeitlich periodisches Ausblasen und Absaugen an der Wand über einen räumlich begrenzten Störstreifen in einer Blasius-Grenzschicht erzeugt werden. Von Interesse sind unterschiedliche Verteilungen der wandnormalen Geschwindigkeit $v_{wand}(x)$, unterschiedliche Störstreifenbreiten und unterschiedliche Schräglaufwinkel der erzeugten TS-Wellen.

Lösungsweg

Das verwendete numerische Verfahren 4.Ordnung löst die dreidimensionalen, instationären Navier-Stokes-Gleichungen in Wirbeltransportformulierung für inkompressible Strömungen durch Aufspaltung des Strömungsfeldes in einen zweidimensionalen, stationären Grundströmungsanteil und einen dreidimensionalen, instationären Störströmungsanteil.

Der erste Schritt ist der Einbau von verschiedenen Störgeschwindigkeitsverläufen in das Verfahren und ihre räumlichen Fourier-Analyse in Wellenausbreitungsrichtung. (Bild 1 und 2 zeigen Störprofile und Spektren für 2D-Störungen) Entscheidend dabei ist die Amplitude V_{eff} im Wellenzahlspektrum für die Wellenzahl $\tilde{\alpha}_{TS}$. ($\tilde{\alpha}_{TS}$ entspricht der Wellenzahl der entstehenden Tollmien-Schlichting-Welle in Ausbreitungsrichtung)

Die entstehenden Störungsamplituden in der Grenzschicht (Maximum von u' über y) werden in Wellenausbreitungsrichtung transformiert und über die Störstelle zurückextrapoliert ($\tilde{U}_{max}(x_{St})$).

Ergebnis

In Bild 3 ist zu sehen, daß sich ein linearer Zusammenhang zwischen der Amplitude über dem Störstreifen und der Amplitude im Wellenzahlspektrum ergibt. Die Steigung der entstehenden Geraden ist ein Maß für die Rezeptivität an der jeweiligen Stelle. Die Rezeptivität ist also *nicht* direkt vom Schräglaufwinkel der erzeugten Welle abhängig. Bild 4 zeigt die Rezeptivität im Integrationsgebiet in Abhängigkeit von der dimensionslosen Frequenz β der erzeugten TS-Wellen. Auf die oben beschriebene Art und Weise ist es möglich, das Wellenzahlspektrum eines Aktuators durch die Breite und den Verlauf der wandnormalen Geschwindigkeit an die gewünschten Wellen anzupassen.

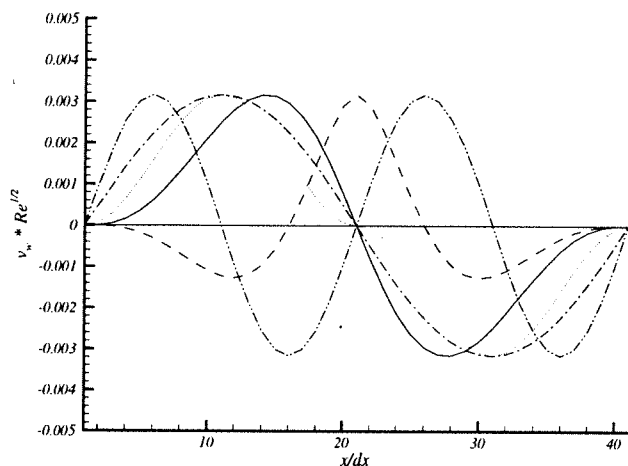


Bild 1: verschiedene 2D-Störformen

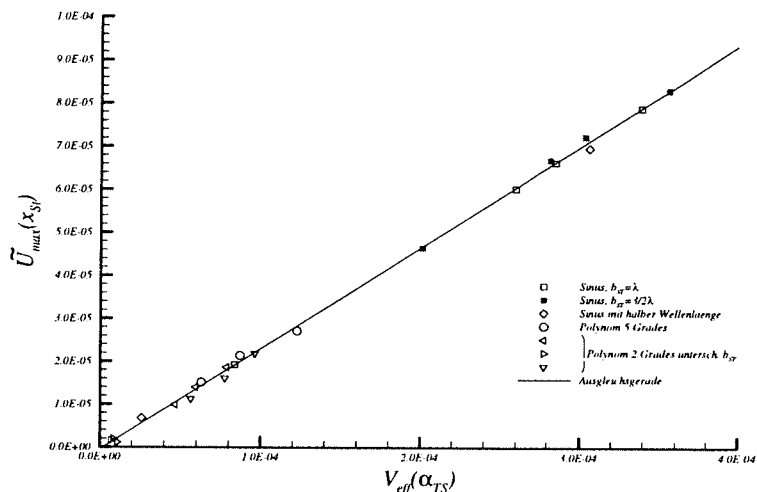


Bild 3: Amplitude über der Störstelle für Wellen mit verschiedenen Schräglaufwinkeln

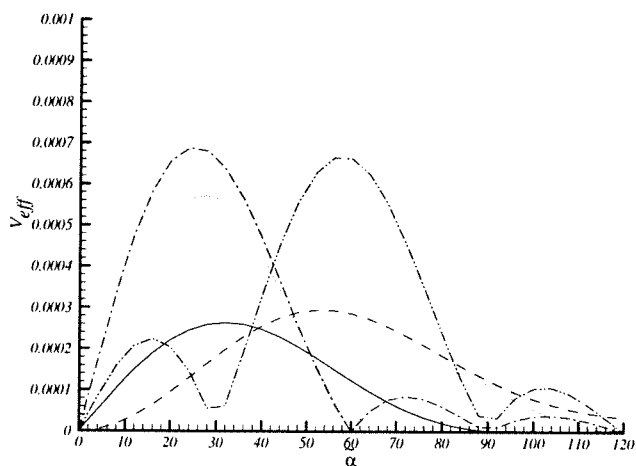


Bild 2: Wellenzahlspektren der Störfunktionen aus Bild 1

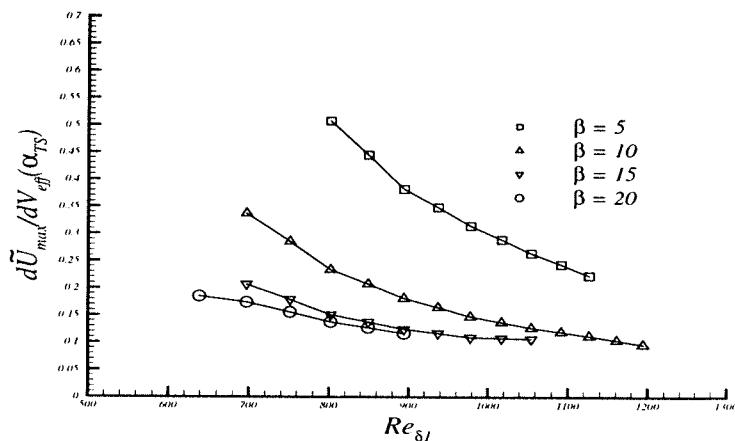


Bild 4: Rezeptivität im untersuchten Integrationsgebiet

weiteres Vorgehen

In weiteren Untersuchungen sollen die gewonnenen Erkenntnisse zur aktiven Kontrolle von 2D- und 3D-Tollmien-Schlichting-Wellen eingesetzt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. F. Haselbach, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche	
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin	
Adresse	Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin	Telefon 030/31421321 Telefax 030/31422955

weitere Partner

Thema Thermalhaushalt und Kalibration von Oberflächenheißfilmen und Heißfilmmarrays in laminar-turbulenten Strömungen

Ausgangssituation

Der Entwicklungsprozeß fortschrittlicher Laminarflügel erfordert unter anderem den Einsatz flexibler und genauer Meßverfahren zur Bestimmung der lokalen Reibungsbeiwerte. Das hier untersuchte Oberflächenheißfilmverfahren ist ein Meßverfahren, das neben einer hohen räumlichen - in Form von Multisensor-Heißfilmfolien - und zeitlichen Auflösung vor allem auch eine quantitative Ermittlung der Reibungskräfte ermöglicht. In diesem Zusammenhang kann sich allerdings der aufgrund der geforderten hohen räumlichen Auflösung möglichst geringe Abstand der Sensoren zueinander negativ auf das Meßverhalten der Sensoren auswirken, d.h. existierende Einzelheißfilm-Kalibrationsmethoden können nicht ohne weiteres auf derartige Multisensoranwendungen übertragen werden. Diese sogenannte thermische Interferenz der Heißfilmsensoren untereinander wird in der vorliegenden Arbeit für laminar-turbulente Strömungen untersucht.

Ziel

Ziel der Untersuchungen ist die Eingrenzung der wesentlichen Einflußparameter (z.B. Heißfilmanzahl, -abstand und Wand- bzw. Trägermaterial) auf die Kalibration von Oberflächenheißfilmmarrays. Ferner sollen Vorschläge entwickelt werden, die eine Standardisierung der Heißfilmmarray-Kalibration ermöglichen.

Lösungsweg

Im Rahmen dieser Arbeit werden basierend auf analytischen Vorbetrachtungen experimentelle und numerische Untersuchungen zum Einfluß thermischer Interferenzen auf die Kalibration von Heißfilmarrays durchgeführt. Die experimentellen Untersuchungen werden in einer ebenen Plattenströmung in inkompressiblen und kompressiblen Strömungen unter Variation der Anzahl und des Abstands der betriebenen Heißfilme eines Heißfilmarrays sowie der mittleren Wandschubspannung durchgeführt. Die begleitenden numerischen Untersuchungen unter Verwendung eines gekoppelten Strömungs-Struktur-Verfahrens (2D) sollen die Simulation einer konkreten Heißfilmkalibration sowie eine breitere Parametervariation ermöglichen.

Ergebnis

Die durchgeführten experimentellen Untersuchungen in inkompressiblen und kompressiblen laminar-turbulenten Strömungen zeigen einen asymptotisch sinkenden Einfluß der thermischen Interferenz mit zunehmendem Abstand der Sensoren in Strömungsrichtung und ebenfalls eine asymptotische Steigerung der Interferenzeinflüsse auf die Heizleistungsabnahme bei steigender Sensoranzahl vor dem betrachteten Heißfilmsensor, siehe Bild 1a und b. Die unter Verwendung einer Schubspannungswaage durchgeführten Kalibrationsmessungen ermöglichen eine Quantifizierung der Interferenzeinflüsse in Form des relativen Schubspannungsfehlers $\Delta \tau_w / \tau_w$. Es zeigt sich eine deutliche Abhängigkeit dieses Fehlers vom Substratmaterial (Bild 2), der Wandschubspannung selbst sowie von

den Parametern Heißfilmb Abstand und Heißfilmanzahl. Parallel zu den experimentellen Untersuchungen werden vergleichende numerische Untersuchungen zur thermischen Interferenz am Beispiel einer 4-Sensor-Anordnung durchgeführt. Hierbei wird ein gekoppeltes Strömungs(FDM)-Struktur(FEM)-Verfahren verwendet, mit dem eine zuvor experimentell durchgeführte Heißfilmmarray-Kalibration erfolgreich numerisch simuliert werden konnte /1/. Auf Basis der dimensionslosen Heißfilmlänge wird eine standardisierte Kalibrationsvorschrift angegeben, die eine Kompensation der Interferenzeinflüsse anhand einiger weniger Meßpunkte ermöglicht, siehe Bild 3. Damit können die möglichen Meßfehler infolge thermischer Interferenzen durch Einbeziehung von Anzahl und Abstand stromauf betriebener Sensoren in einem großen Einsatzbereich abgeschätzt werden /2/.

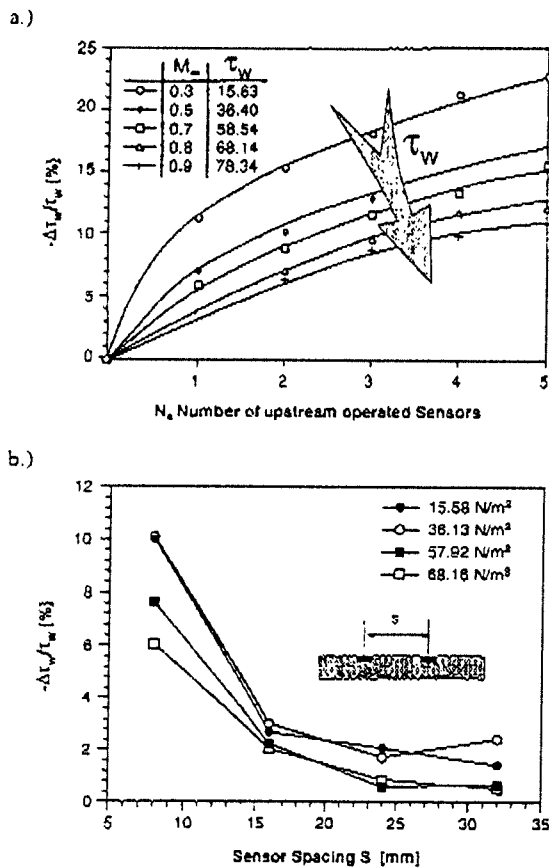


Bild 1: Einfluß der stromauf betriebenen Sensoren auf die Kalibration eines stromab liegenden Heißfilms: a) Anzahlvariation und b) Abstandsvariation

Literatur

/1/ Haselbach, F., Nitsche, W., 1996, „Calibration of single-surface hot-films and in-line hot-film arrays in laminar or turbulent flows“, in: Meas. Sci. Technol. 7, Vol. 10, Topical Issue: „Thermal Anemometry“, IOP-Publishing Ltd., U.K., pp. 1428-1438

/2/ Haselbach, F., 1997, „Thermalhaushalt und Kalibration von Oberflächenheißfilmen und Heißfilmmarrays“, Dissertation, TU-Berlin, Fortschrittsberichte, Reihe 7, Nr 326, VDI-Verlag, 1997

Weiteres Vorgehen Anwendung an Profilströmungen, Untersuchungen zum Einfluß des Überhitzungsverhältnisses

Datum 6.10.1997

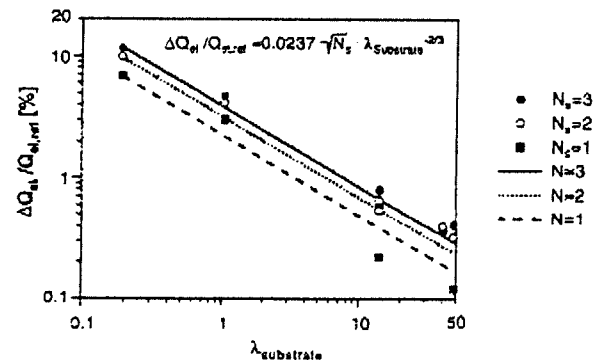


Bild 2: Einfluß des Wandmaterials auf die Kalibration eines stromab liegenden Heißfilms (Vergleich: Experiment und Numerik)

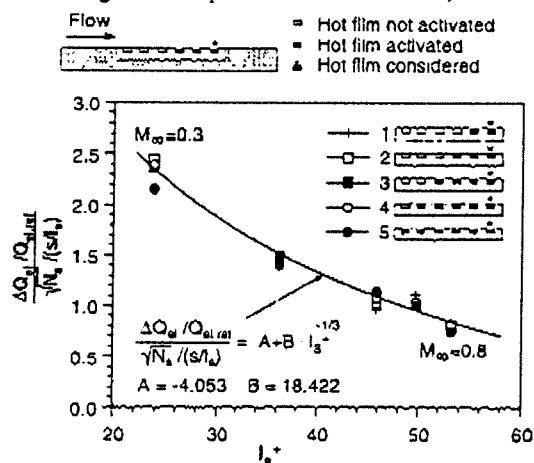


Bild 3: Standardisierte Kalibration eines Oberflächenheißfilmmarrays unter Einbeziehung der wesentlichen Einflußparameter ($dp/dx=0$)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, J. Nies, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	alle Beteiligten an EUROTRANS und GARTEUR	

Thema

Instabilitäts- und Transitionsuntersuchungen mit NOLOT/PSE im Rahmen von EUROTRANS und GARTEUR.

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

Sowohl in EUROTRANS als auch in GARTEUR werden für verschiedene Testfälle lineare und nicht-lineare nichtlokale Instabilitätsuntersuchungen durchgeführt. Für die meisten dieser Testfälle liegen aus Windkanal- oder Freiflugversuchen Daten zur Transitionslage vor. Zum Teil stehen zusätzlich detaillierte Daten aus Hitzdrahtmessungen zur Verfügung. Während in EUROTRANS der Schwerpunkt zunächst auf linearen nichtlokalen Instabilitätsanalysen liegt, sollen im Rahmen von GARTEUR mögliche Transitionsszenarien identifiziert und analysiert werden.

Ergebnis

In einem ersten Schritt wurden Grenzschichtrechnungen und lineare nichtlokale Instabilitätsanalysen durchgeführt. Die Ergebnisse der verschiedenen Partner wurden miteinander verglichen, wobei gute Übereinstimmung erreicht werden konnte. Für einzelne Testfälle wie den DLR-Testfall der schiebenden ebenen Platte liegen bereits erste nichtlineare Ergebnisse vor. Bild 1 zeigt die Amplitudenentwicklung für verschiedene Störungsmoden als Funktion der Plattentiefenposition für einen Fall, bei dem stationäre (0,1) und instationäre (1,1) Querströmungsinstabilitäten vergleichbare Anfangsamplituden haben. Durch nichtlineare Wechselwirkungen werden weitere Störungsmoden generiert, die ihrerseits anwachsen. Im hinteren Bereich der Platte zeigt sich schließlich eine Tendenz

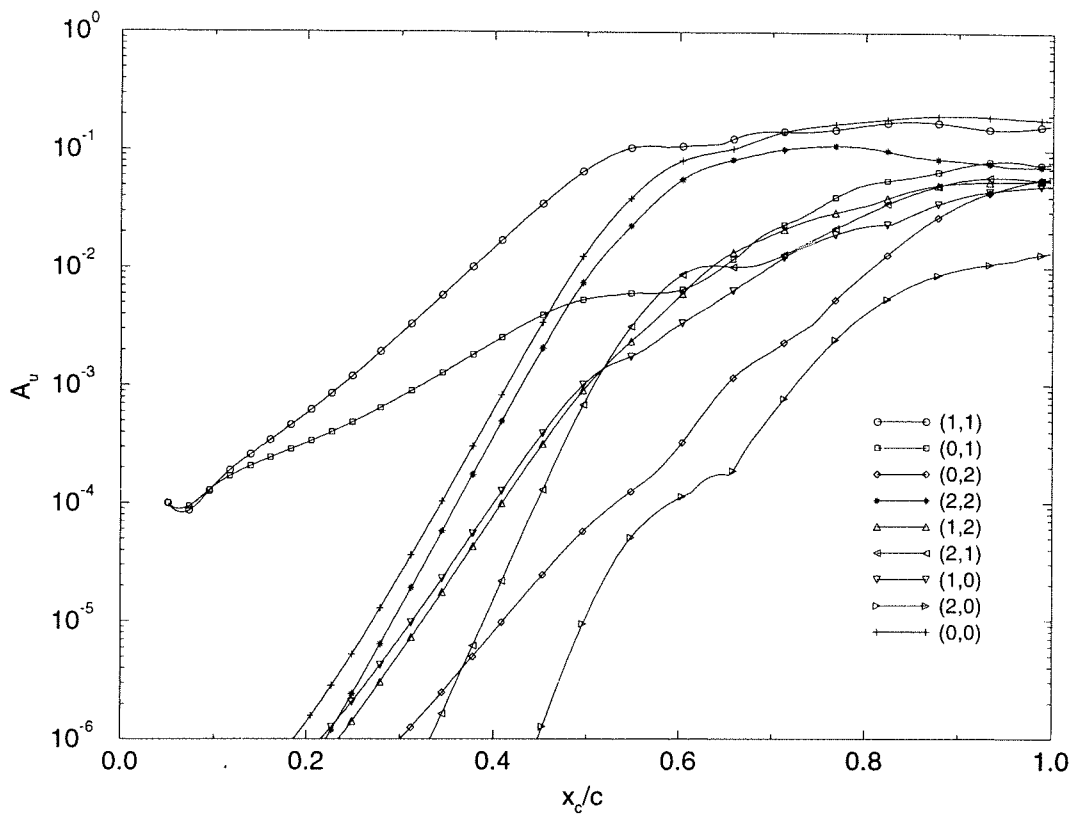


Abbildung 1: Untersuchungen zur nichtlinearen Wechselwirkung stationärer und instationärer Querströmungsinstabilitäten am Beispiel des DLR-Testfalles der schiebenden ebenen Platte.

zur Amplitudensättigung. Anzeichen für die nächste Phase des laminaren-turbulenten Übergangs sind in den bisherigen Daten jedoch nicht vorhanden.

Literatur

weiteres Vorgehen

Die für einige Testfälle bereits begonnenen linearen und nichtlinearen Analysen werden fortgeführt und auf weitere Testfälle ausgedehnt.

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
weitere Partner	DLR, SM-EA Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH DFG-SPP Transition, Themenkreis IV: "Transitionsmeßtechnik für Flugversuch und Windkanal"	
Thema	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	

Ausgangssituation

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

Ziel

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

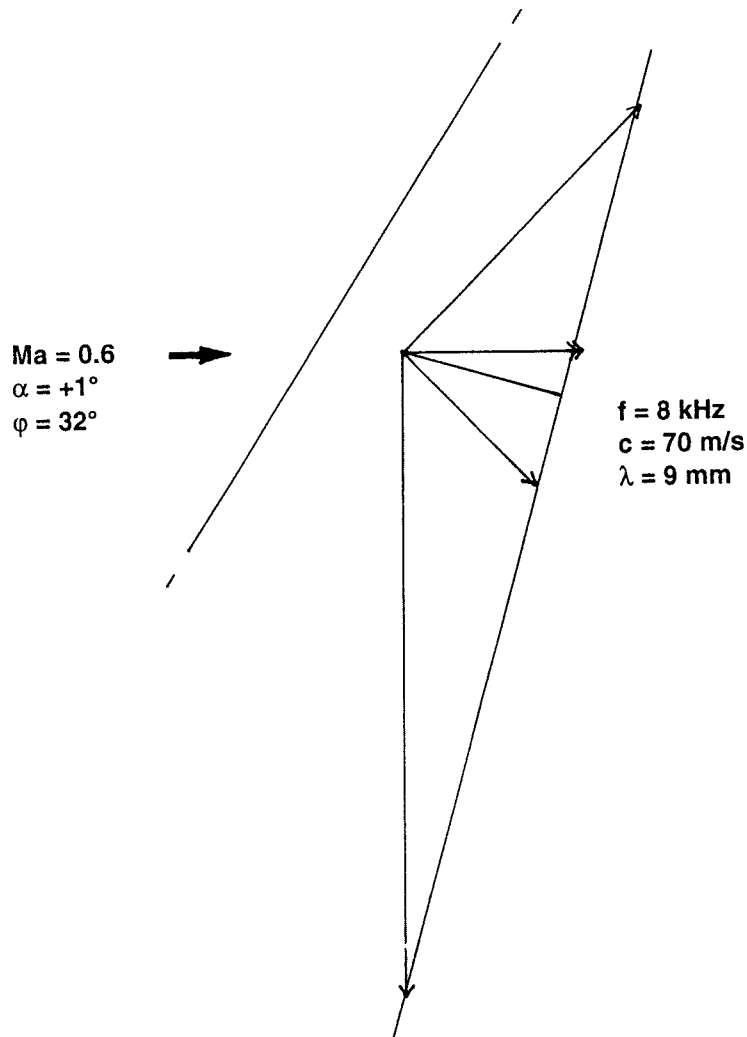
Lösungsweg

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

Ergebnis

Am ELFIN II-Halbmodell mit Absaugung wurden neben einigen Einzelsensoren zwei speziell entworfene Heißfilmarrays eingesetzt. Ein ALT-Array mit acht Sensoren befand sich oberhalb des Gaster-Bumps an der Flügel Nase. Es diente zur Überprüfung der Wirksamkeit des Gaster-Bumps, der die Anlegelinientransition (ALT) an der Flügelvorderkante verhindern soll. Bei dem gewählten Aufbau war die Beobachtung der Transition in diesem Bereich mit der Infrarotthermographie nicht möglich. Mit einem weiteren Array aus fünf Sensoren, das sich hinter dem Absaugebereich bei $x/L = 0.4$ im erwarteten Transitionsgebiet befand, wurden die auftretenden Instabilitätsformen (Tollmien-Schlichting- und Querströmungsinstabilität) untersucht. Als Ergebnisbeispiel ist die mit dem CF-TS-Array bestimmte Phasenfront von TS-Wellen bei $Ma = 0.6$ gezeigt. Die einzelnen Pfeile stellen die aus Kreuzspektren ermittelten

Ausbreitungsgeschwindigkeiten der Wellen in Richtung der verschiedenen Verbindungslinien der Sensoren des Arrays dar.



Aus den Signalen des CF-TS-Arrays ermittelte Phasenfront von TS-Wellen

Literatur

G. Höhler, H.-P. Kreplin: Heißfilmuntersuchungen am Hybrid-Laminarflügel-Modell ELFIN II, 8. STAB-Workshop, Göttingen, 11.-12.11.97

Weiteres Vorgehen

- Auswertung der ELFIN II-Windkanaluntersuchungen innerhalb des EU-Programms HYLDA,
- Vorbereitung und Durchführung der Heißfilmmessungen am Seitenleitwerk mit Absaugung des Airbus A320 (Fin-HLFT)
- Vorbereitung der Windkanalversuche im EU- Programm HYLTEC
- Weiterentwicklung spezieller Sensoren (u. a. robuste Sensoren für industrielle Fluganwendungen)

Datum: 06.05.98

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr.-Ing. W. Kühn

Institution: Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse: D-28183 Bremen **Tel:** 0421-538-4704 **Fax:**-5034

weitere Partner: Teilnehmer des DFG-Schwerpunktprogrammes "Transition". Partner der Aufgabe 1.1 des ELFIN II - Programmes.

Thema: Neuere experimentelle Ergebnisse zur Hybrid-Laminarhaltung

Ausgangssituation:

Bisherige Hybridlaminarmodelle stellten eine Adaption von existierenden Profilformen dar, in die Absaugsysteme nachträglich integriert wurden. Die erzielten Transitionsverzögerungen waren nicht ausreichend reproduzierbar. Bei hohen Machzahlen im Unterschall traten Störungen der Grenzschicht auf, die die laminaren Lauflängen auf vernachlässigbare Werte reduzierten.

Ziel:

Experimentelle Umsetzung des Potentials der Hybridlaminarhaltung mit einem großen Flügelmodell bei hohen Machzahlen.

Lösungsweg:

Basierend auf bisherigen Erfahrungen wurde erstmalig ein spezieller Flügelentwurf für einen Hybridlaminarflügel realisiert. Für diesen Entwurf wurde ein Flügelmodell mit 4.5 m Spannweite und einem 2.5 m langen Absaugsystem konzipiert und gefertigt. Das Absaugsystem besteht aus 18 unabhängig regulierbaren Bereichen, die sich in 51 Kammern unterteilen. Die Absaugung erfolgt durch ein feinperforiertes Titanblech, das von einer Unterstruktur aus dem gleichen Werkstoff abgestützt wird. Die Unterstruktur wurde in Vorversuchen optimiert, um bei einer minimalen Stegbreite eine gute Dichtigkeit der Absaugbereiche untereinander zu erreichen. Die Absaugnase des Flügels ist austauschbar. Insbesondere die Absaugnase erforderte die Entwicklung neuer Technologien im Großmodellbau, da eine hohe Präzision und Oberflächengüte an schweren und flexiblen Modellkomponenten erreicht werden mußten. Das Modell schließt die Integration einer Vielzahl von Meßtechniken vor allem zur Bestimmung der Transitionslage und des Profilwiderstandes ein.

Die Messungen ergaben eine gute Übereinstimmung zwischen den Auslegungsrechnungen und den ermittelten Transitionslagen. Entsprechend den auch bei hohen Machzahlen vorhandenen, großen laminaren Lauflängen konnten erhebliche Reduzierungen des Widerstandes ermittelt werden. Diese günstige Eigenschaft existiert in einem ausgedehnten Anstellwinkelbereich.

Datum: Bremen, den 4.11.97

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dipl.-Ing. U. Maucher, Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon:(0711) 685-3422

Telefax:(0711) 685-3438

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

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchung zur Physik laminarer Ablöseblasen

Ausgangssituation Das theoretische Verständnis laminarer Ablöseblasen und damit auch deren Modellierung sind bislang noch sehr unzureichend. Bisher sind nur zweidimensionale Simulationen von laminaren Ablöseblasen an Tragflügeln mit relativ hoher Anfangsamplitude der Störungen bekannt. Kenntnisse über die Stabilitätseigenschaften im Wiederanlegebereich von Ablöseblasen, die einsetzende Dreidimensionalität beim Grenzschichtumschlag und deren Rolle beim Wiederanlegen der Grenzschicht fehlen aber weitestgehend.

Ziel Durch die direkte numerische Simulation (DNS) von Grenzschichten an Tragflügeln mit laminarer Ablöseblase soll das Verständnis für die physikalischen Vorgänge verbessert und durch Vergleiche mit der Stabilitätstheorie und mit Experimenten abgesichert werden. Damit soll ein Beitrag zu einem tieferen Verständnis des Grenzschichtumschlages in abgelösten Tragflügelströmungen geleistet werden.

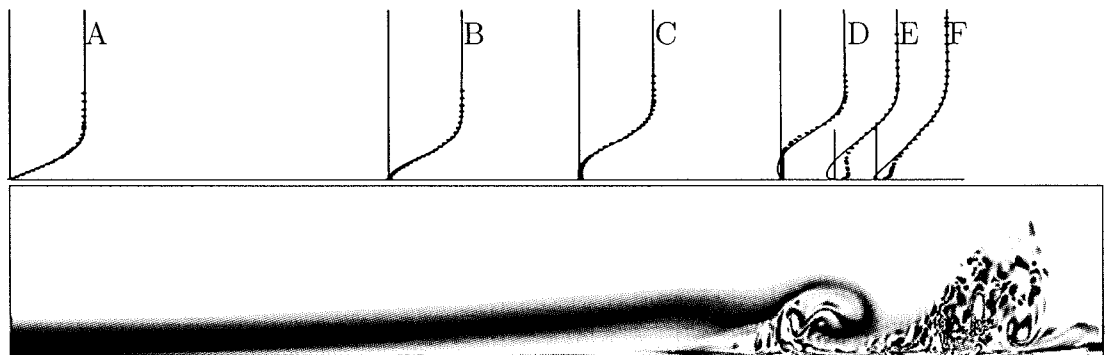
Lösungsweg An einer ebenen Platte wird am oberen Rand des Integrationsgebietes die Potentialgeschwindigkeitsverteilung vorgeschrieben. Ein weiterentwickeltes Grenzschichtinteraktionsmodell ermittelt während der Simulation kontinuierlich den Einfluß von Verdrängungseffekten durch die sich ausbildende Ablöseblase. Das typische Druckplateau im Bereich der Blase kann somit entstehen. Zur Untersuchung unterschiedlicher physikalischer Phänomene werden sich ergänzende Vorgehensweisen verfolgt. Zum einen wird das selbsterregte Verhalten von Ablöseblasen in reinen 2-D DNS bei möglichst niederem Störhintergrund ($< 10^{-11}$, weit weniger als im Experiment erreichbar) untersucht, um möglicherweise vorhandene absolute oder globale Instabilitäten nachweisen zu können. Zum anderen werden gezielte Kombinationen von 2-D und 3-D Störmoden in Ablöseblasen, wie sie bei Laminarprofilen auftreten untersucht, analog zum Vorgehen von Rist (1994), bei dem entsprechende Simulationen in einer Modellgrenzschicht für kleinere Reynoldszahlen durchgeführt wurden. Die Druckverteilung entstammt einem Experiment am IAG, in dem die selbsterregte Störungsentwicklung in einer Ablöseblase sehr genau vermessen wurde. Zur Ermittlung einer nicht durch die Verdrängungswirkung der Ablöseblase beeinflussten Potentialverteilung wurde zudem durch Turbulatoren stromauf der ursprünglichen Ablösestelle die Ausbildung einer Ablöseblase unterdrückt. Diese Potentialverteilung wird als Randbedingung in den DNS eingesetzt. Vergleiche zwischen Experiment und Simulation und begleitende Untersuchungen mit der linearen und der Sekundärinstabilität sollen Aufschlüsse über den selbsterregten Grenzschichtumschlag in Ablöseblasen an Tragflügelprofilen liefern.

AG STAB

Ergebnis

DNS mit sehr niederem Störhintergrund (2-D Fall) zeigen ein langsames, periodisches Pulsieren der Ablöseblase. Über zu- bzw. abnehmende Störungsanfachung interagiert eine sich vergrößernde bzw. verkleinernde Ablöseblase mit Tollmien-Schlichting Wellen, die wiederum einen dämpfenden Einfluß auf die Blasengröße haben. Da die TS-Wellen zum Durchlaufen des Integrationsgebiets eine bestimmte Zeit benötigen, wirkt sich eine veränderte Blasengeometrie erst mit einer zeitlichen Verzögerung auf die TS-Wellen aus, die dann dieser veränderten Geometrie erst mit der entsprechenden Verzögerung entgegenwirken.

Simulationen mit gezielter Anregung von einzelnen Störwellen ergeben für eine 2-D TS-Welle mit mäßiger Amplitude ($\approx 10^{-5}$) und 3-D Störungen sehr kleiner Amplitude (angeregter Fall, Maucher 1997) ein in anderen Strömungen noch nicht beobachtetes zeitlichen Wachstum der 3-D Störungen im Wiederanlegegebiet. Dort erreicht die TS-Welle eine sehr große Amplitude ($> 20\%U_\infty$) so daß es sich dabei vermutlich um einen Mechanismus der Sekundärinstabilität handelt. Wie in der klassischen Sekundären Instabilitätstheorie (nach Herbert) gibt es auch im hier vorhandenen Fall einer zeitlichen (= absoluten) Sekundäranfachung subharmonische (kleinerer Schräglaufwinkel, ca. 45°) und fundamentale Anfachung. Wird neben der 2-D TS-Welle ein paar schwach schräglaufer 3-D Wellen gleicher Amplitude ($\approx 10^{-5}$) künstlich angeregt, so erhält man ein dem Experiment nahezu identisches gemitteltes Strömungsfeld (Abbildung). Die Abweichungen an den Positionen (E) und (F) sind vermutlich auf die im Experiment verwendete Hitzdrahttechnik zurückzuführen, die negative Geschwindigkeitsanteile nicht reproduzieren kann.



Gemittelte Geschwindigkeitsprofile im Experiment (Symbole) und DNS (oben) sowie Momentanbild der spannweitenigen Wirbelstärke im Mittelschnitt (unten).

Literatur

- Rist, U. (1994), Nonlinear Effects of 2-D and 3-D disturbances on laminar separation bubbles, Proc. „IUTAM-Symp. Nonlin. Instab. of Nonpar. Flows, Potsdam, NY/USA 1993“, Springer-Verlag
- Maucher, U., Rist, U., Wagner, S. (1997), Secondary Instabilities in a Laminar Separation Bubble, NNFM, **60**, Vieweg.

weiteres Vorgehen Im 2-D Fall soll die Reynoldszahl wesentlich verringert werden um Aussagen über das selbsterregte Verhalten laminarer Ablöseblasen bei verschwindendem Einfluß konvektiver Störwellen treffen zu können. Vergleiche mit der Stabilitätstheorie sollen zeigen, ob unter gewissen Umständen absolute Instabilitäten in Vorderkantenblasen, z. B. an Hochauftriebshilfen, auftreten können.

Angeregte DNS sollen Parallelen und Unterschiede zu den in den Prinzipuntersuchungen beobachteten Anfachungsmechanismen und transitionellen Strukturen aufzeigen. Diese Kenntnisse und Vergleiche mit dem Experiment sollen verstehen helfen, welche Mechanismen in selbsterregten Ablöseblasen im Experiment beteiligt, bzw. unter experimentellen oder Freiflugbedingungen wahrscheinlich sind.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	J. Nies, S. Hein, Dr. F. P. Bertolotti, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	Dr. H. Bippes	

Thema

Numerische Untersuchung zum Einfluß wirbelartiger Störungen in der Außenströmung auf das Stabilitätsverhalten kompressibler Grenzschichten.

Ausgangssituation

Die Anwendung von nichtlinearen Transitionsanalyse-Verfahren verlangt die Vorgabe von Anfangsstörungen. Bisher wird bei der Wahl dieser Anfangsstörungen empirisch vorgegangen und je nach Wahl der Anfangsstörungen lassen sich unterschiedliche Transitionsszenarien berechnen. In der Praxis, ergeben sich diese Anfangsstörungen aber aus der Wechselwirkung von Störungen in der Anströmung bzw. auf der Profiloberfläche mit der Grenzschicht. Die Mechanismen welche aus äußeren Störungen angefachte natürliche Instabilitäten in der Grenzschicht machen, gilt es zu identifizieren.

Ziel

Die äußeren Störungen werden durch einen Ansatz, welcher mit dem Wellenansatz der Stabilitätsgleichungen konsistent ist, modelliert. Die äußeren Störungen werden als bekannte Geschwindigkeits- bzw. Temperatur- und Dichtefluktuations angenommen und die dadurch hervorgerufenen Störungen in der Grenzschicht mittels NOLOT/PSE [1] untersucht.

Lösungsweg

Als Ansatz für die äußeren Störungen soll gelten:

$$\tilde{q}(x, y, z, t) = \hat{q} e^{i(\alpha x + \beta z + \delta y - \omega t)} \quad (1)$$

Mit diesem Ansatz werden die dazugehörigen Stabilitätsgleichungen hergeleitet. $\hat{q}$ wird in der konstanten Außenströmung als konstant angenommen. Sämtliche Variationen der Störungen in der Außenströmung werden also durch ihren Wellenanteil beschrieben. Das dazugehörige α wird durch Lösen des sich dabei ergebenden allgemeinen Eigenwertproblems

$$([A0] + \alpha[A1] + \alpha^2[A2])\hat{q} = 0 \quad (2)$$

ermittelt. Im kompressiblen Fall ergeben sich zwei relevante α 's wovon eines Geschwindigkeitsfluktuationen [4] und das andere eine Temperatur- und Dichtefluktuations beschreibt. Diese beiden Störungen sind entkoppelt. In einem zweiten Schritt muß ein α ausgewählt werden. Danach wird, am nun in die Betrachtung mit einbezogenen Grenzschichttrand, das allgemeine Eigenwertproblem

$$([A(\alpha)] + \lambda[B(\alpha)] + \lambda^2[C(\alpha)])\hat{q}_{gesamt} = 0 \quad (3)$$

mit festem α , β und ω gelöst. Alle zu diesem Triple passenden δ 's aus (1) ergeben sich als Eigenwerte λ . Die dazugehörigen Eigenvektoren werden mit einem Runge-Kutta-Verfahren zur Wand hin integriert. Durch Linearkombination der erhaltenen Eigenlösungen, unter Berücksichtigung der Haftbedingung an der Wand und der vorgegebenen Außenstörung, wird die allgemeine Lösung $\hat{q}_{gesamt}(y)$ ermittelt, welche sowohl in der Außenströmung als auch innerhalb der Grenzschicht die Stabilitätsgleichungen erfüllt.

Ergebnis

Bei den bisher durchgeführten lokalen Rechnungen wurde eine Blasius-Grenzschicht mit $Ma=0,05$ gewählt, um damit zuerst die inkompressiblen Ergebnisse aus [2] zu reproduzieren. Wie aus der Abbildung ersichtlich, ist es nicht gelungen, alle Randbedingungen zu erfüllen und dabei noch eine

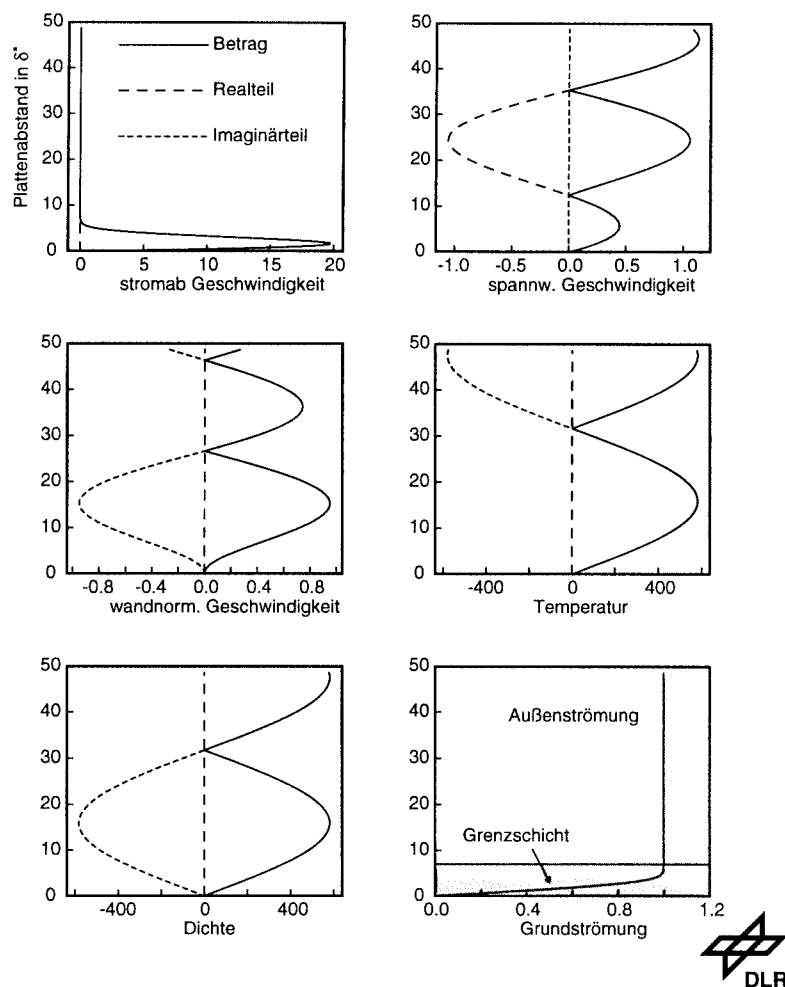


Abb.: Allgemeine Lösung ohne Vorgabe einer festen Außenstörung

feste Außenstörung zu berücksichtigen. Die sich einstellenden Lösungen lassen, entgegen [2] keine ausgeprägten Amplitudenänderungen innerhalb der Grenzschicht erkennen. Auch bei kompressiblen Grenzschichten sowie Temperatur- und Dichteschwankungen in der Außenströmung wurden ähnliche Beobachtungen gemacht.

Literatur

- [1] Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.; Hanifi, A.; Henningson, D.: Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. DLR-IB 223-94 A56.
- [2] Bertolotti, F. P.: Response of the Blasius boundary layer to free-stream vorticity. Physics of Fluids A, 9(8), Aug.1997, pp2286-2298
- [3] Herbert, Th.; Stuckert, G.K.; Esfahanian, V.: Effects of free-stream turbulence on boundary-layer transition. AIAA-93-0488
- [4] Rogler, H.L.; Reshotko, E.: Spatially decaying array of vortices. Physics of Fluids, Vol 19, No. 12, pp1843
- [5] Mack, L.M.: Boundary-layer linear stability theory. AGARD-Report No. 709

weiteres Vorgehen

Aufgrund der vorliegenden Erfahrungen bei der Linearkombination der Eigenlösungen und der unbefriedigenden Grenzschichtantwort auf äußere Fluktuationen, muß untersucht werden, ob bei der Verwendung der kompressiblen Gleichungen die Wahl eines einzigen α 's aus der Außenströmung ausreicht um die tatsächliche Störung vollständig zu beschreiben. Überlegungen evtl. akustische Störungen mit einzubeziehen sind im Gange. Zur besseren physikalischen Interpretation der Eigenvektoren soll eine analytische Herleitung der Eigenwerte von (3) unter Anlehnung an [5] versucht werden. Die drastischen Änderungen der Eigenvektoren für den nichtparallelen Fall wird Gegenstand weiterführender Untersuchungen sein.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: H. Riedel

Institution: DLR/Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295 2432

Telefax: 0531/295 2320

e-mail:

weitere Partner: Rolls-Royce, Derby

Thema: Grenz-N-Faktoren zur Transitionsvorhersage aus Flugversuchen mit einer Triebwerksgondel bei Grenzschichtlaminarhaltung durch Gondelformgebung

Ausgangssituation:

Die meisten bisherigen Flugversuche zur Grenzschichtlaminarhaltung durch Formgebung von Flugzeugbauteilen haben sich mit Tragflächen befaßt. Im Rahmen eines Gemeinschaftsprogramms [1] ist unter Nutzung des DLR Forschungsflugzeugs VFW614/ATTAS als Versuchsträger das Grenzschichtverhalten an einer Triebwerksgondel mit Laminarhaltung der Grenzschicht durch Gondelformgebung untersucht worden.

Ziel:

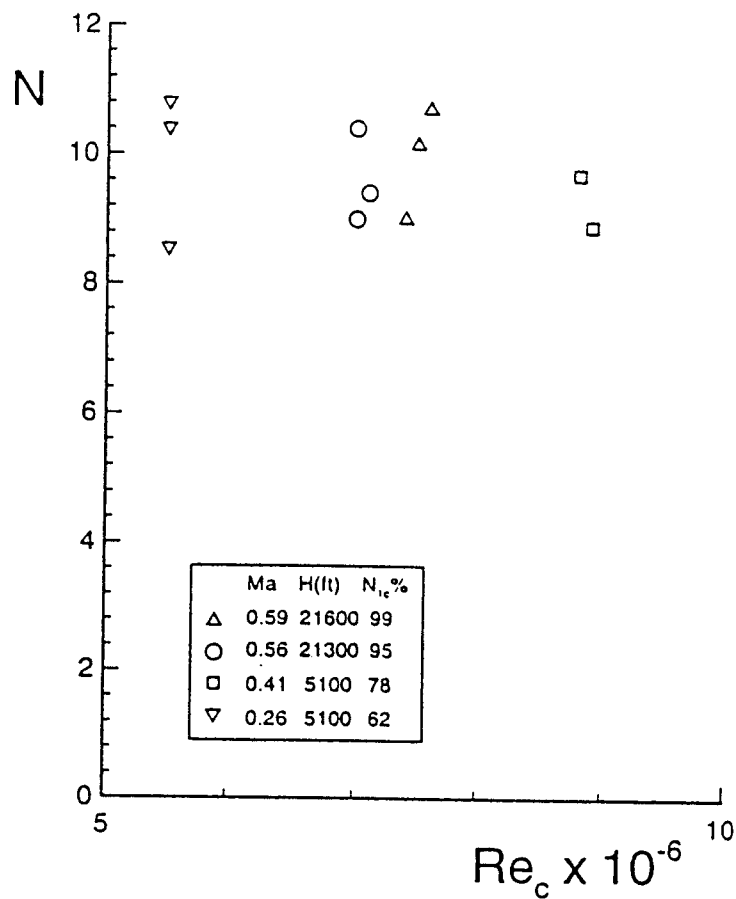
Bestimmung der Grenz-N-Faktoren für Tollmien-Schlichting Wellen unter Berücksichtigung des Triebwerkslärms und der Strukturschwingungen auf die Entwicklung der laminaren Grenzschicht der Triebwerksgondel.

Lösungsweg:

Anwendung der linearen, lokalen Stabilitätstheorie unter Nutzung des SALLY Stabilitätsverfahrens.

Ergebnis:

Das Bild zeigt die Grenz-N-Faktoren für Tollmien-Schlichting Wellen aufgetragen über die auf die Gondeltiefe bezogene Reynoldszahl Re_C für verschiedene Betriebszustände im stationären Horizontalflug. Die Triebwerksdrehzahl N_{1C} entspricht jeweils der operationsbedingten Drehzahl. Die Grenz-N-Faktoren liegen im Mittel etwas niedriger als die bisher an Tragflügeln ermittelten Werte [2] .



Literatur:

- [1] Shipley, P.P.; Birch, N.T.; Riedel, H.; Horstmann, K.H.; Lücking, P. - A European Collaborative NLF Nacelle Flight Demonstrator, In: Paper 92-01-005. First European Forum on Laminar Flow Technology, Hamburg, 1992.
- [2] Körner, H. - Natural laminar flow research for subsonic transport aircraft in the FRG. In: Z. Flugw. Weltraumforsch. 1990, 14, 223-232.

weiteres Vorgehen:

Anwendung des SALLY Stabilitätsverfahrens auf nichtstationäre Flugzustände.

Datum: 11.02.98

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarhaltung von Tragflügeln /
Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Claas-Hinrik Rohardt

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2444

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Profilentwicklung im Rahmen des Segelflugzeugprojektes ETA

Ausgangssituation

Durch den Einsatz von hochsteifen Kohlefasern in der Flügelschale und durch Anwendung neuer Fertigungsverfahren für den Flügelholm soll ein Flügel mit einer Spannweite von etwa $b=30\text{m}$ und einer Streckung von $\Lambda=51$ realisiert werden für ein neues Segelflugzeug ETA der Offenen Klasse.

Ziel

Entwicklung neuer Profile für diesen Flügel sowie für das Leitwerk.

Lösungsweg

- Erarbeitung der Auslegungsanforderungen und Betriebsbereiche der Profile als Folge des festgelegten Flügelgrundrisses, der Leitwerksauslegung sowie des Einsatzspektrums des Flugzeuges.
- Entwurf und Nachrechnung dieser Profile mit Hilfe des Panelverfahrens von M.Drela mit Grenzschichtkopplung und Transitionsvorhersage
- Experimentelle Überprüfung der Leistungen eines Wölbklappenprofils für den Hauptflügelbereich sowie eines für den Außenflügel/Querruderbereiches

Weiteres Vorgehen

- Meßflüge des ausgeführten Prototypflugzeuges zur Optimierung der Position von Einrichtungen zur Grenzschichtbeeinflussung wie pneumatische und/oder mechanische Turbulatoren

AG STAB / 1997

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** **Laminarhaltung von Tragflügeln**

Ansprechpartner **Dr. G. Schrauf**

Institution **Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
EFV**

Adresse **28183 Bremen**

Telefon: 0421 538 3232

Telefax: 0421 538 2910

Thema **Lineare und nichtlineare PSE Analyse
"regulärer" und "pathologischer" Fälle des F100 Flugversuches**

Ausgangssituation

Im ELFIN Programm wurden Flugversuche mit einer Fokker F100 durchgeführt, die mit einem Laminarhandschuh ausgestattet war. Diese Flugversuche wurden in ELFIN II intensiv mit der linearen, lokalen Stabilitätstheorie ausgewertet. Insbesondere wurden Kompressibilitäts- und Krümmungseffekte, sowie der Einfluß der unterschiedlichen N-Faktor-Integrationsstrategien untersucht. Dabei ergaben sich, im Gegensatz zu den ATTAS-Flugversuchen, Fälle, bei denen die Transition hinter dem Maximum der N-Faktoren, manchmal sogar in einem lokalen Minimum, auftritt. In diesen "pathologischen" Fällen versagt die Transitionsvorhersage mit der linearen, lokalen Stabilitätstheorie.

Daher sollen diese Fälle mit der PSE-Methode, d.h. mit der nicht-lokalen, linearen und nicht-linearen Stabilitätstheorie, untersucht werden.

Bei den ATTAS-Flugversuchen ergab die PSE-Analyse,

- im Falle Tollmien-Schlichting dominanter Transition, daß die Transition durch Wechselwirkung der stark angefachten TS-Welle mit anderen schwach angefachten Wellen, wie z.B. Querströmungswellen oder schrägläufigen subharmonischen Wellen, ausgelöst wird, und
- im Falle querströmungsdominanter Transition wurden bisher mit nicht-linearen PSE-Methoden stabile Sättigungszustände gefunden.

Ziel

Auswertung der F100 Flugversuche mit linearen und nicht-linearen PSE-Verfahren. Langfristig interessieren zwei Fragen:

- Ergibt die Auswertung mit der linearen PSE Methode konsistentere N-Faktoren als die mit der klassischen Stabilitätstheorie?
- Können die "pathologischen" Fälle mit nichtlinearen Wechselwirkungsszenarien erklärt werden.

Zunächst soll der zweite Punkt behandelt werden. Ein Beispiel fuer die nichtlineare Wechselwirkung bei einem "regulären" TS-dominanten F100 Fall ist in Fig. 1 dargestellt. Bei geeigneter Wahl der Anfangsamplituden stimmt die Transitionslage bei 20% mit einer explosiven Wechselwirkung ueberein.

Einige der "pathologischen" Fälle weisen eine relativ starke Tollmien-Schlichting Anfachung auf. Zumindest in diesen Fällen, sollte man eine nichtlineare Wechselwirkung finden können, deren Ort mit der beobachteten Transitionslage uebereinstimmt. Der Designcase gehört zu dieser Klasse von Fällen. Bisher wurden jedoch nur nichtlineare Sättigungszustände gefunden (Fig. 2).

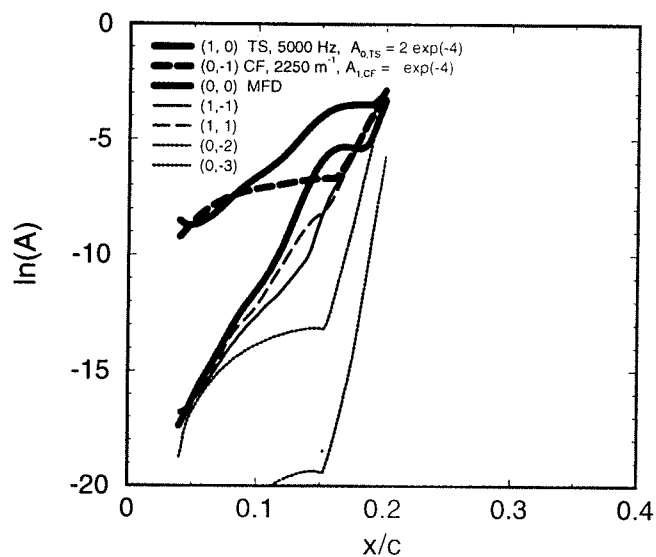


Fig. 1: TS-dominanter Fall.

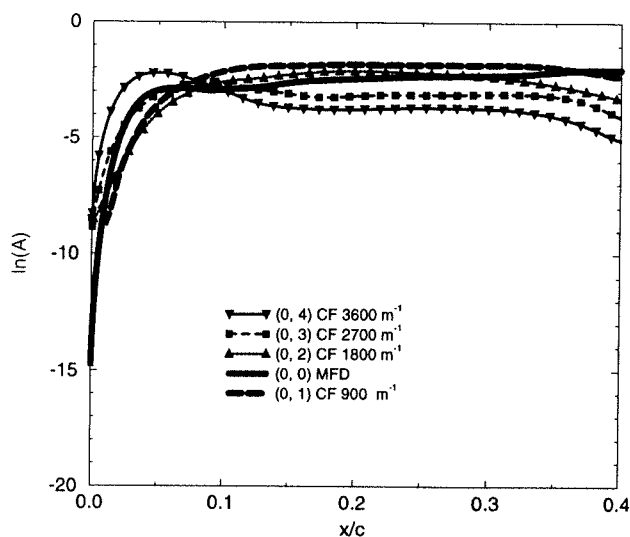


Fig. 2: QS-dominanter Fall.

Literatur

- G. Schrauf, J. Perraud, D. Vitiello, F. Lam** A comparison of linear stability theories using F100-flight tests. AIAA-Paper-97-2311, Eingereicht bei Journal of Aircraft.
- G. Schrauf** On wave-front curvature in linear stability theory. La Recherche Aéronautique, 1994, 153-158.
- G. Schrauf** Transition prediction using different linear stability analysis strategies. 12th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, CO, June 20-22, 1994. AIAA Paper 94-1848, 1994.
- G. Schrauf, Th. Herbert, G. Stuckert** Evaluation of transition in flight tests using nonlinear parabolized stability equation analysis. Journal of Aircraft 33 (1996), 554-560.
- Th. Herbert, G. Schrauf** Crossflow-dominated transition in flight tests. 34th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January 15-18, 1996.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarhaltung von Tragflügeln /
Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Arne Seitz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2888

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen zur Ausbreitung von Wellenpaketen in Grenzschichten von Tragflügeln im Freiflug

Ausgangssituation

Theoretische Vorüberlegungen und die Ergebnisse von Vorversuche haben gezeigt, daß es möglich ist, mit Heißfilmen die charakteristischen Parameter von Tollmien-Schlichting Wellen (wie Frequenz, Wellenlänge usw.) im Experiment quantitativ zu erfassen.

Ziel

Ziel ist es, die räumliche Struktur und Ausbreitung von Wellenpaketen in einer Tragflügelgrenzschicht bei natürlich angeregter Transition im Bereich des linearen Wachstums der Tollmien-Schlichting Wellen zu untersuchen.

Lösungsweg

Auf Grundlage der Ergebnisse der Vorversuche wurde eine Meßanlage bestehend aus den Komponenten

- Flügeldruckverteilungs- und Umgebungsdatenerfassung
- Hitzdraht / Heißfilmanemometrie und
- Infrarot Thermovision

aufgebaut. Mit dieser ist es möglich, unter Verwendung von Heißfilmmarrays die Wand-schubspannungsfluktuationen an 64 Meßstellen simultan zu erfassen. Durch eine geeignete Analyse der Meßdaten (Kreuzkorrelation, Wavelet-Analyse, Fourier-Analyse) lassen sich dann die Wellenpakete identifizieren.

weiteres Vorgehen

- Meßflüge mit Einzelsensoren bei gleichzeitiger Messung der Druckverteilung
- Meßflüge mit verschiedenen Heißfilmmarrays (bis zu 64 Sensoren) bei gleichzeitiger Messung der Druckverteilung und Beobachtung mit der IR-Thermovision.

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner P. Wassermann, Dr.-Ing. M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon:(0711) 685-3426

Telefax:(0711) 685-3438

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

weitere Partner

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

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

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

Lösungsweg Das verwendete numerische Verfahren beruht auf einem expliziten, kompakten Finite Differenzen / Spektral - Verfahren und löst die 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. Dabei erstreckt sich das Integrationsgebiet über einen sehr großen Stromabbereich, was besondere Anforderungen an das numerische Verfahren stellt. Anschließend wird diese Grundströmung mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie analysiert, um einen Überblick über die Anfachung verschiedener Störungen zu bekommen. So können für die Simulationen Störungen mit relevanten Querwellenzahlen und Frequenzen ausgewählt werden. Durch einen Störstreifen an der Wand werden dann in einem zweiten Schritt kontrolliert Störungen in die laminare Grundströmung eingebracht und deren Entwicklung stromab berechnet.

Ergebnis In den bisherigen Simulationen wurde die Entwicklung eines Paketes von stationären Querströmungsmoden in einer zunächst stark beschleunigten und anschließend verzögerten 3-D-Grenzschicht untersucht (Bild 1 zeigt den Außengeschwindigkeitsverlauf der berechneten Grundströmung, sowie die Verdrängungsdicke im Stromliniensystem).

Für die Simulation wurde aufgrund der Ergebnisse der linearen Stabilitätsanalyse (Bild 2) die Grundquerwellenlänge $\gamma = 45$ gewählt und die stationären Moden (0,1) bis (0,4) gestört. In einer ersten Rechnung wurden diese Moden mit kleiner Amplitude eingebracht und die lineare Entwicklung stromab berechnet (Bild 3). Dabei ist zu beachten, daß der Amplitudenanstieg der Mode (0,4) ab $x \approx 2.7$ vom nichtlinear generierten Anteil durch (0,2) verursacht wird. Man kann feststellen, daß die stationären Wirbel zunächst angefacht werden und anschließend im verzögerten Bereich der Grundströmung (ab $x=2.7$) keine signifikante Amplitudenabnahme stattfindet. Die Richtung der Längswirbel ist für alle Moden nahezu gleich und orientiert sich an der Richtung der Potentialstromlinie. Anschließend wurden die Moden mit größerer Amplitude gestört und es wurde die nichtlineare Entwicklung stromab untersucht (Bild 4). Die Querströmungsmoden werden zunächst angefacht und sättigen bei $x \approx 2.8$ auf unterschiedlichem Niveau. Das Szenario wird von der Mode (0,2) dominiert, die Werte bis zu 20% erreicht und die Entwicklung der Moden (0,1) und (0,3) unterdrückt. Die Mode (0,4) wird ab $x \approx 1.7$ nichtlinear generiert und wächst, gekoppelt an die Mode (0,2), stärker als im linearen Fall an.

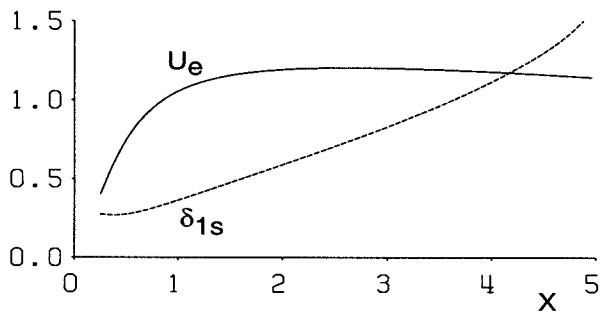


Bild 1: Außengeschwindigkeit, Verdrängungsdicke (* 0.35)

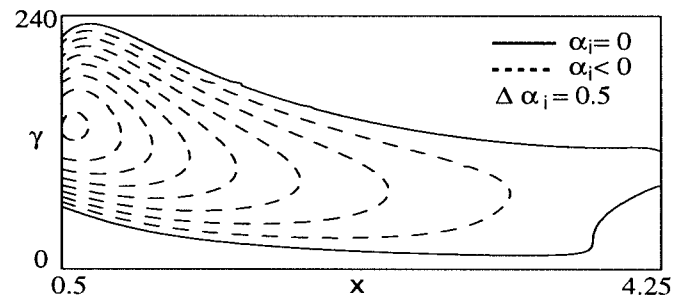


Bild 2: Stabilitätsgebiet für stationäre Moden

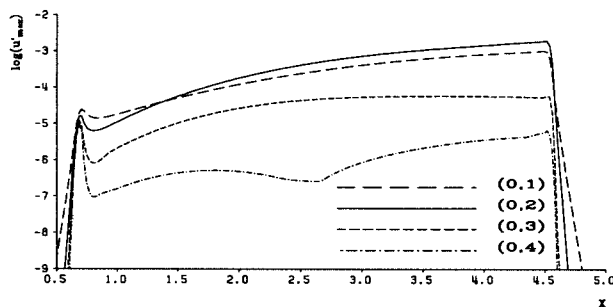


Bild 3: Lineare Entwicklung stat. Moden

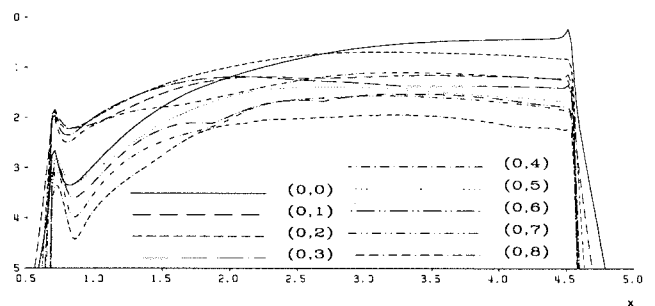


Bild 4: Nichtlineare Entwicklung stat. Moden

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 grundsätzliche Möglichkeiten zur passiven, später eventuell auch aktiven, Kontrolle der Störungen untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

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

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Paffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 6853424
Telefax: (0711) 6853438

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen zur Rezeptivität zweidimensionaler Grenzschichten

Ausgangssituation

Bei der industriellen Herstellung von Tragflügeln kann die geforderte Oberflächenqualität von Windkanalmodellen aus ökonomischen und auch konstruktiven Gründen meist nicht realisiert werden. Oberflächenstörungen liegen z.B. in Form von Stufen bzw. einer welligen oder rauen Wand vor. Die erhöhte Rezeptivität der Grenzschicht im Bereich der Oberflächenunstetigkeiten führt über größere Anfangsamplituden A_0 der Tollmien-Schlichting-Wellen oder über größere Anfachungsraten α_i zu einer Verkürzung der laminaren Laufstrecke und somit zu einer Leistungseinbuße des Tragflügels. Die Auswirkungen dieser Oberflächenstörungen (vor- und zurückspringende Stufe, wellige bzw. raue Wand) auf die Rezeptivität der laminaren Grenzschicht soll experimentell untersucht werden.

Ziel

Es sollen die Mechanismen untersucht werden, die die Umsetzung von langwelligen Außenstörungen (Schall, Turbulenz) in kurzwellige Tollmien-Schlichting-Wellen bewirken, welche letztendlich den laminar-turbulenten Strömungsumschlag herbeiführen. 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 zur Untersuchung der Störungsanfachung an einem speziell für diesen Zweck entworfenen Profil durchgeführt. Die dazu entwickelte Hitzdrahtsondentraversierung in Verbindung mit einer rauscharmen Meßtechnik erlaubt die Messung sehr kleiner Tollmien-Schlichting-Amplituden. Die 2-dimensionalen Oberflächenstörungen werden in der Umgebung des Instabilitätspunktes in Form von schmalen Klebestreifen bzw. Aufreibelinien aufgebracht (Störungshöhe $\leq 0.04y_\delta$). Die Meßposition des Hitzdrahts befindet sich so weit stromab, daß die Amplituden durch die Anfachung in der Grenzschicht ausreichend verstärkt und mit der Hitzdrahtmeßtechnik erfaßt werden können ($RMS_{TS}/U_\delta \approx 0.001$). Die Untersuchungen werden zunächst unter den "normalen" Windkanalbedingungen durchgeführt, wobei das äussere Störfeld sich aus dem Turbulenzgrad und den akustischen Bedingungen zusammensetzt, wie sie ohne besondere Maßnahmen am Laminarwindkanal gegeben sind.

AG STAB

Ergebnisse

Abb.1 zeigt die gemessene Geschwindigkeitsverteilung des Profils XIS40MOD sowie eine mit XFOIL berechnete Verteilung. Basierend auf dieser Geschwindigkeitsverteilung wurden Grenzschichtrechnungen mit einem Feldverfahren (Cebeci-Smith) durchgeführt und anschließend Stabilitätsanalysen mit einem Orr-Sommerfeld-Solver. Der Verlauf des n -Faktors für die TS-Frequenz 1200Hz ist in Abb.1 ersichtlich. Stromauf des Instabilitätspunktes ergeben sich im gedämpften Bereich negative n -Faktoren. Es wurden systematische Untersuchungen mit mehreren Störungshöhen und Störungspositionen durchgeführt. Die Frequenzspektren wurden bei $0.455 s/s_{max}$ jeweils im Maximum der TS-Eigenfunktion am Grenzschichtrand aufgenommen. Abb.2 zeigt Frequenzspektren für verschiedene Störungshöhen. Der Bereich angefachter TS-Frequenzen ist dominant sichtbar. Abb.4 zeigt eine Rückrechnung der gemessenen Amplituden auf das Amplitudenspektrum am Ort des Störstreifens. Die selektive Anfachung bzw. Dämpfung der am Störstreifen initiierten Amplituden ist entscheidend für die an der Meßposition gemessenen Amplituden und damit auch für die Beeinflussung der Umschlagslage. Abb.3 zeigt RMS-Werte (900-1400Hz) für verschiedene s -Positionen des Störstreifens.

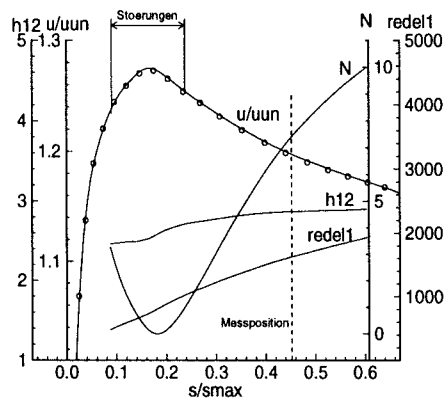


Abb.1: Geschwindigkeitsverteilung und Grenzschichtparameter

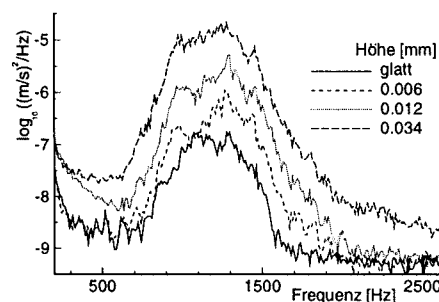


Abb.2: Amplituden für versch. Störungshöhen

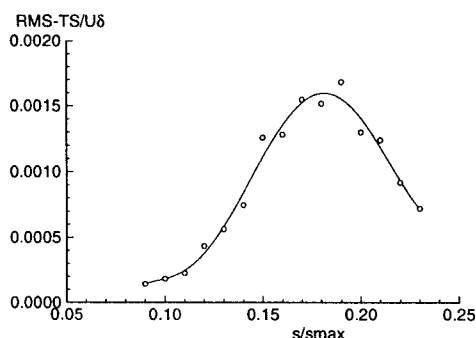


Abb.3: Amplituden bei verschiedener Position des Störstreifens

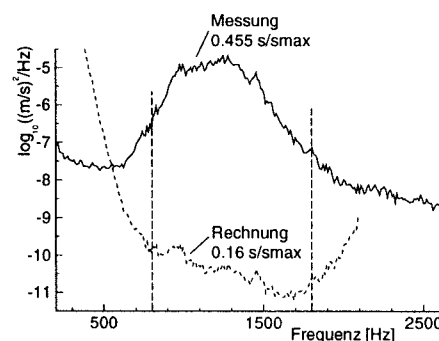


Abb.4: Rückrechnung auf die Amplituden am Störstreifen

Literatur Kobayashi, R. et.al.: 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 sollen gezielt quantifizierbare Schall- und Wirbelstärkestörungen in die Anströmung eingebracht werden.

Mitteilung

Projektgruppe: Hyperschall
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

Einfluß der Rotationsrelaxation und der Schwingungsrelaxation auf die Stabilität einer Grenzschicht in viskosen Überschallströmungen.

Ausgangssituation

Bis heute basieren fast alle Stabilitätsuntersuchungen von Grenzschichten in Überschallströmungen auf der Annahme, daß sich die interne Energie im thermischen Gleichgewicht befindet. Es ist allerdings bekannt, daß die Rotationsrelaxation und die Schwingungsrelaxation einen Einfluß auf die Schallausbreitung hat. Da Schallwellen und Instabilitätswellen ähnlich sind, ist anzunehmen, daß das thermische Nichtgleichgewicht einen nicht vernachlässigbaren Einfluß auf den Instabilitätsprozeß hat.

Ziel

Der Einfluß der Rotations- und Vibrationsenergielaxation auf das Stabilitätsverhalten von laminaren Grenzschichten bei supersonischen Strömungsgeschwindigkeiten wird untersucht.

Lösungsweg

Die Relaxationszeiten werden aus veröffentlichten, experimentellen Daten aus dem Gebiet der physikalischen Chemie abgeleitet. Die laminare Grenzschichtströmung und ihre linearen Stabilitätseigenschaften werden durch Lösen der Navier-Stokes-Gleichungen, die um ein Landau-Teller-Model für den Relaxationsprozeß erweitert sind, berechnet.

Ergebnis

Die Rotationsrelaxation hat einen dämpfenden Einfluß auf hochfrequente Instabilitäten, wenn das Produkt der Relaxationszeit und der Instabilitätsfrequenz in der Größenordnung von eins liegt. Dieser Einfluß ist in Übereinstimmung mit der dämpfenden Wirkung der Rotationsrelaxation auf akustische Wellen.

Die Vibrationsrelaxation hat einen stark destabilisierenden Einfluß auf die laminare Strömung. Dies betrifft sowohl erste als auch zweite Instabilitätsmoden bei Körpergeometrien mit stumpfer Vorderkante und bei Körpern mit scharfer Vorderkante im Windkanal. Bei der idealisierten ebenen, unendlich dünnen Platte unter Freiflugbedingungen ist ihr Einfluß dagegen gering.

Literatur

- [1] BERTOLOTI, F. P. : The influence of rotational and vibrational energy relaxation on the stability of boundary layers in supersonic flows, Forschungsbericht DLR-FB-97-18, DLR, Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, Germany, 1997.

Datum: 13.02.98

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner S. Brück, Th. Eggers, Dr. J.M.A. Longo, M. Orlowski

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dassault Aviation, European Space Agency

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

Ausgangssituation

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

Ziel

Die Möglichkeiten numerischer Verfahren bei der Entwicklung von Raumtransportsystemen sollen untersucht, sowie Erfahrungen in Bezug auf Modellierung und Beiwerte gesammelt werden. Außerdem soll die von der X-24 Konfiguration zur Verfügung stehende aerodynamische Datenbasis überarbeitet und erweitert werden.

Vorgehensweise

Mit dem CEVCATS-N Code [1] des DLR wurde eine Vielzahl von Berechnungen der Strömung um die X-38 Konfiguration durchgeführt [2]-[3], sowohl Lösungen der Euler-Gleichungen als auch Lösungen der Navier-Stokes Gleichungen mit und ohne Einbeziehung der Chemie. Die Anströmbedingungen wurden dabei zwischen Geschwindigkeiten von $Ma_\infty = 6$ und $Ma_\infty = 25$, sowie Anstellwinkeln von $\alpha = 20^\circ$ und $\alpha = 50^\circ$, entsprechend einer Trajektorie zwischen $h = 38$ km und $h = 75$ km variiert. Verschiedene Modellierungen von Steuerflächen wurden untersucht. Die Ergebnisse wurden mit der von der X-24 zur Verfügung stehenden aerodynamischen Datenbasis, neueren Windkanaluntersuchungen und Ergebnissen anderer numerischer Verfahren verglichen.

Ergebnis

Die Übereinstimmung der Ergebnisse von berechneten Lösungen der Navier-Stokes Gleichungen mit Windkanaluntersuchungen ist, wie **Abb. 1** zeigt, gut. Die Differenz im Nickmoment zwischen ausgeschlagener und nicht ausgeschlagener Klappe ist dort in Abhängigkeit von einem Ähnlichkeitsparameter aufgetragen. Es treten keine wesentlichen Unterschiede zwischen laminarer und turbulenter Betrachtung auf. Die Übereinstimmung der Ergebnisse der berechneten Lösungen der Euler Gleichungen mit Windkanaluntersuchungen und den berechneten Lösungen der Navier-Stokes Gleichungen ist bei Klappenausschlägen bis etwa $\eta = 20^\circ$ ebenfalls gut. Bei größeren Klappenausschlägen wird sie schlechter.

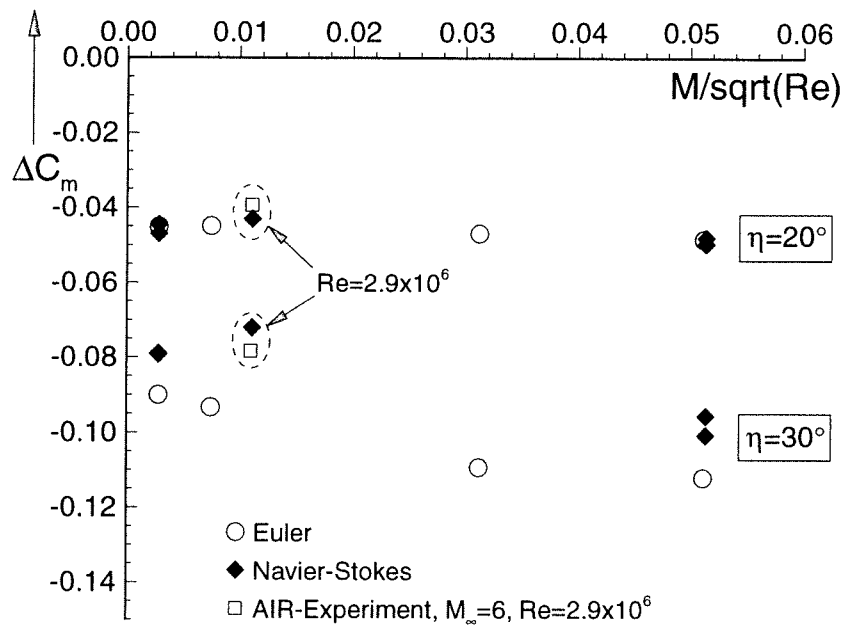


Abb. 1: Ergebnisse berechneter Lösungen der Euler- und Navier-Stokes Gleichungen in Abhängigkeit von einem Ähnlichkeitsparameter.

Literatur

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

weiteres Vorgehen

Weitere Erfahrungen, besonders in Bezug auf die Modellierung von Steuerflächen, sollen gesammelt werden. Außerdem soll die aerodynamische Datenbasis an Änderungen der Konfiguration angepaßt werden.

Mitteilung

**Fachgruppe/
Fachkreis:**

Hyperschall

Ansprechpartner:

Dr. Georg Dettleff

Institution:

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709-2434

Telefax: 0551 / 709-2800

e-mail: Georg.Dettleff@dlr.de

Thema:

Validierung von Rechenverfahren für Strahlströmungen
(Kleintriebwerke)

Ausgangssituation: In der neuen Kryo-Vakuumanlage STG können erstmals voll expandierende Abgasstrahlen von Kleintriebwerken erzeugt werden.

Ziel:

Erstellung von zuverlässigen (experimentell abgesicherten) Rechenverfahren für Strahlströmungen (und anschließend für Strahlbeaufschlagungseffekte).

Lösungsweg:

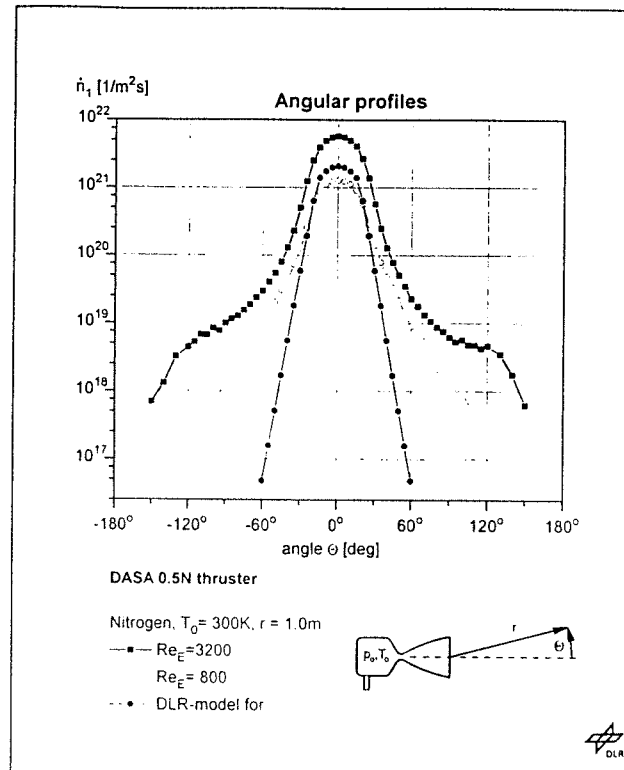
Es werden zunächst simulierte Abgasstrahlen eingesetzt, bei denen die strömungsfeldbestimmenden Parameter einzeln verändert werden können. Vergleiche mit entsprechenden Rechenergebnissen werden zeigen, in welcher Weise die Rechenverfahren verändert oder erweitert werden müssen.

Anschließend Testfall: Abgasstrahl aus einem Kleintriebwerk.

AG STAB

Ergebnis:

Die Leistungsfähigkeit der Anlage STG (Strömungsqualität) wurde nachgewiesen, die Erprobung der Meßausrüstung wurde abgeschlossen. Als Beispiel wird eine Massenstromverteilung im Abgasstrahl gezeigt (in vorhandenen Vakuumanlagen war bisher nur der Bereich $|\Theta| < 40^\circ$ zugänglich).

**Literatur:**

Georg Dettleff and Klaus Plähn,
"Initial Experimental Results from the New DLR-High Vacuum Plume
Test Facility STG."
33rd Joint Propulsion Conference, Seattle 1997.
Paper AIAA 97-3297.

weiteres Vorgehen: Versuchsdurchführung / Auswertung entsprechend „Lösungsweg“.

Datum: 19.03.1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Th. Eggers

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Fax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: Thino.Eggers@dlr.de

weitere Partner J. Spies, DB Aerospace

Thema Aerodynamischer Entwurf einer Wellenreiter-Konfiguration für
„Once-Around-Earth“ (OAE) Missionen

Ausgangssituation:

Entwurfsanforderungen der FESTIP-Konfiguration FSS-4 (**Bild 1**).

Ziel:

Abschätzung des geometrischen und aerodynamischen Potentials von Wellenreiterkonturen im Rahmen von OAE-Missionen.

Lösungsweg:

- Entwurf einer Wellenreiterkonfiguration FSS-15WR (**Bild 2**) für Missionsanforderungen der FESTIP-Konfiguration FSS-4.
- Erstellung einer aerodynamischen Datenbasis durch Anwendung von Panel- und Shock-Expansion-Verfahren ([1], [2]).
- Definition einer Referenztrajektorie für Wellenreiterkonfiguration FSS-15WR.
- Untersuchungen zur Längsstabilität, Trimmbarkeit und volumetrischen Ausnutzung von Wellenreiterkonturen.

Ergebnis:

Konfiguration FSS-15WR wurde entlang ihrer Referenztrajektorie für eine vollständige OAE-Mission untersucht. Die Resultate zeigen, daß die untersuchte Wellenreiterkontur bei geringen Trimmverlusten zumindest im Über- und Hyperschallbereich einen bezüglich der Längsbewegung statisch indifferenten Flug erlaubt. Weiterhin ermöglicht das Konzept FSS-15WR entlang der Referenztrajektorie im Vergleich zur Konfiguration FSS-4 teilweise deutlich größere Gleitzahlen. Zur Ausnutzung dieses aerodynamischen Potentials muß in zukünftigen Entwürfen jedoch die maximale Abflugmasse reduziert werden. Dieses ist ohne aerodynamische Einbußen durch Definition kompakterer Wellenreiterkonturen möglich.

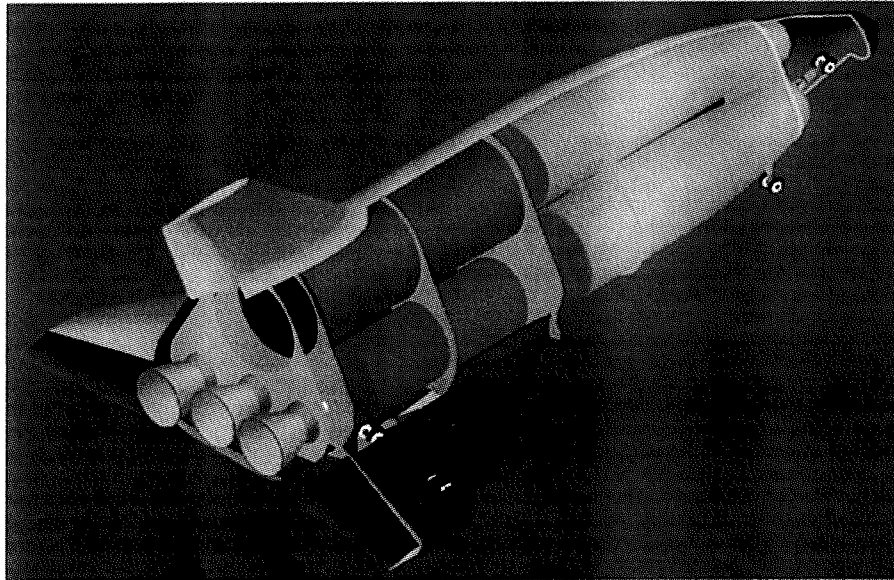


Bild 1 Ausgangskonfiguration FSS-4

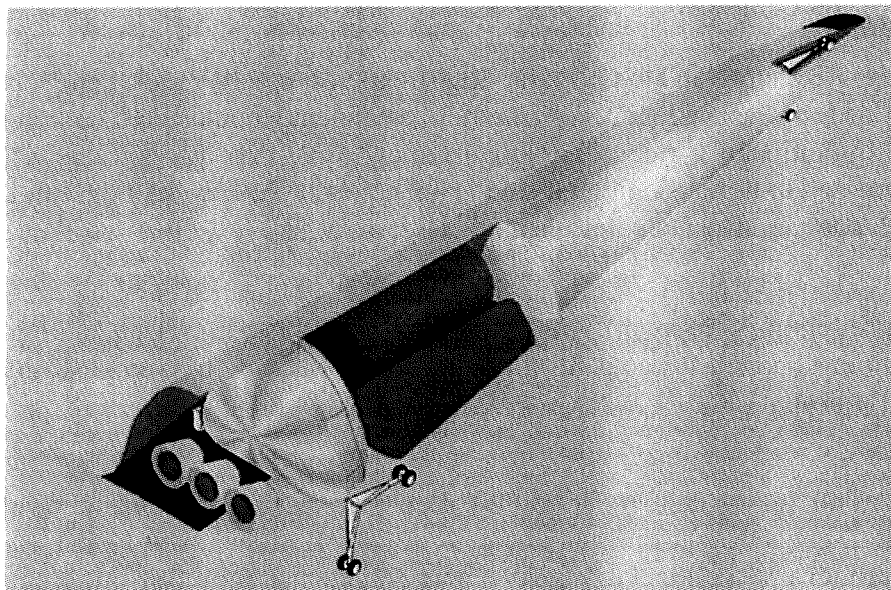


Bild 2 Wellenreiterkonfiguration FSS-15WR

Literatur:

- [1] Fornasier, L.:
HISSS - A Higher-Order Subsonic/Supersonic Singularity Method for Calculating Linearized Potential Flows
AIAA-Paper 84-1646, 1984.
- [2] Streit, Th.; Martin, S.; Eggers, Th.:
Approximate Heat Transfer Methods for Hypersonic Flow in Comparison with Results Provided by Numerical Navier-Stokes Solutions
DLR-FB 94-36, 1994.

weiteres Vorgehen:

Reduktion der Abflugmasse durch Definition kompakterer Varianten von FSS-15WR.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Th. Eggers, U. Reisch

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Approximative Verfahren

Ausgangssituation

Das Näherungsverfahren HOTSOSE zur Ermittlung von aerodynamischen Beiwerten und Wärmelasten wurde in der Vergangenheit vornehmlich zur Nachrechnung von Wellenreitern verwendet [1]; weitere Konfigurationen wurden bei Nullanstellung untersucht [2]. Da die aerodynamische Aufheizung im Hyperschall dimensionierend sein kann, erfolgte die Erweiterung von HOTSOSE für reagierende Strömungen im thermochemischen Gleichgewicht [3].

Ziel

Um das Verfahren im Vorentwurf von Hyperschallfluggeräten einsetzen zu können, müssen Genauigkeit und Geltungsbereich bekannt sein. Diese sind bisher nur für wenige Konfigurationen, wie z.B. Wellenreiter, bekannt.

Lösungsweg

Zur weiteren Validierung werden HOTSOSE-Rechnungen für verschiedene Konfigurationen durchgeführt und die Ergebnisse mit Euler- und Navier-Stokes-Lösungen verglichen. Betrachtet werden Kapseln, Wellenreiter und geflügelte Wiedereintrittsfluggeräte, zum Teil mit Klappenausschlag. Soweit Ergebnisse vorhanden sind, wird die Genauigkeit für Machzahlen bis $M=25$ in einem weiten Anstellwinkelbereich von $\alpha=0^\circ$ bis $\alpha=60^\circ$ ermittelt und Anwendungsrenzen aufgezeigt für perfektes Gas und Luft im thermochemischen Gleichgewicht.

Ergebnis

Für die betrachteten Konfigurationen konnten die aerodynamischen Beiwerte im allgemeinen für den gesamten Anstellwinkel- und Machzahlbereich mit guter Genauigkeit vorhergesagt werden. Lediglich bei stark ausgeschlagenen Klappen sind die Abweichungen deutlicher. Zur Verdeutlichung zeigt **Bild 1** hierzu die aerodynamischen Beiwerte C_A , C_W und C_M für die X-24 bei $M=6$ über dem Anstellwinkel aufgetragen (reibungslöse Strömung, perfektes Gas).

Hinsichtlich der thermischen Lasten müssen die in HOTSOSE liegenden Vereinfachungen beachtet werden. Ergebnisse mit guter Genauigkeit lassen sich hier erzielen, wenn Netzsprung und Staupunkt näherungsweise zusammenfallen.

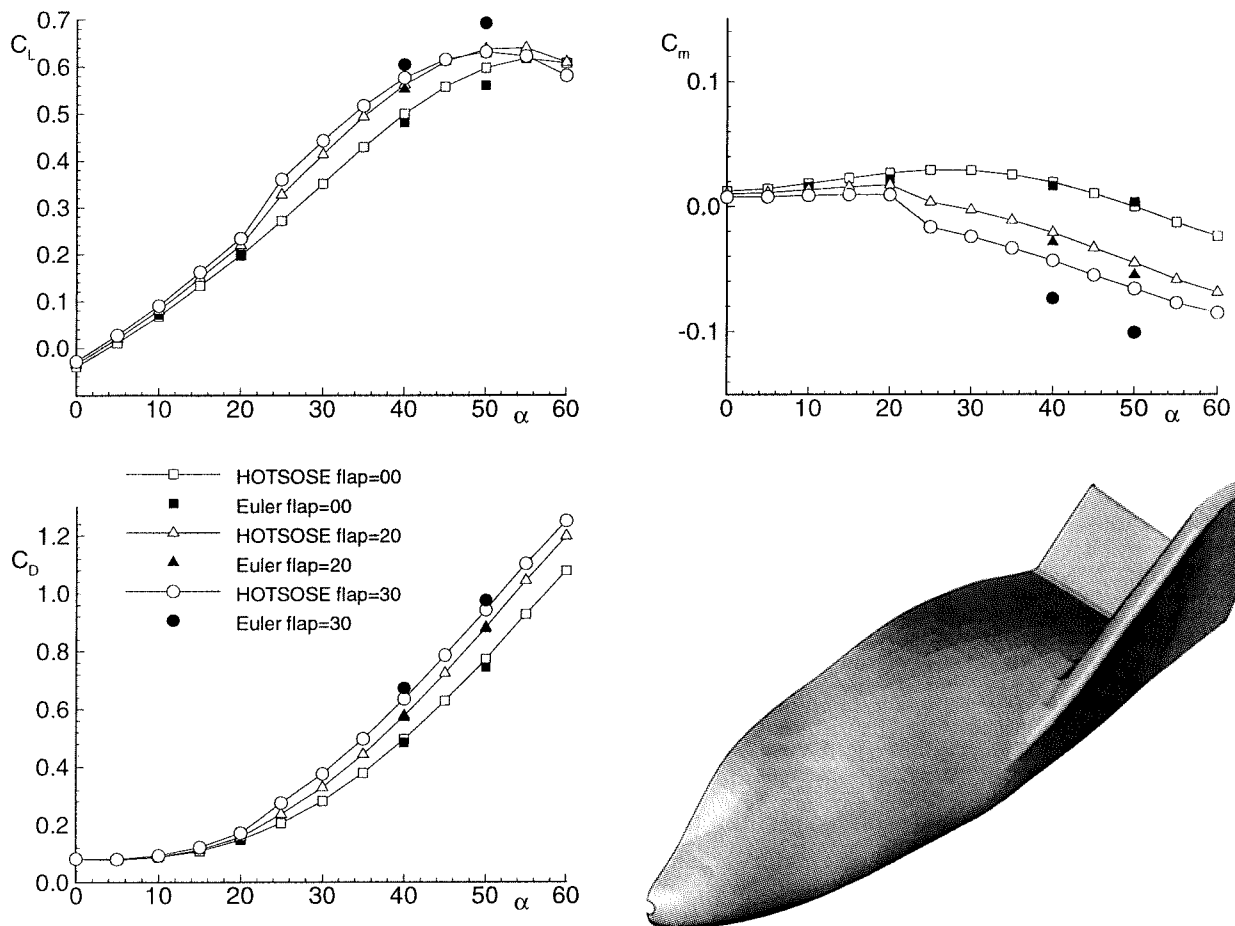


Bild 1 Aerodynamische Beiwerte für die X-24-Konfiguration bei $M=6$ für verschiedene Klappenaußschläge über dem Anstellwinkel (reibungslöse Strömung)

Literatur

- [1] Eggers, Th.; Radespiel, R.; Waibel, M; Hummel, D: Flow Phenomena of Hypersonic Waveriders and Validation of Design Methods. AIAA Paper 93-5045, 1993.
- [2] Streit, Th.; Martin, S.; Eggers, Th.: Approximate Heat Transfer Methods for Hypersonic Flow in Comparison with Results Provided by Numerical Navier-Stokes Solutions. DLR-Forschungsbericht 94-36, 1994.
- [3] Reisch, U.; Streit, Th.: Surface Inclination and Heat Transfer Methods for Reacting Hypersonic Flow in Thermochemical Equilibrium. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60, pp. 267-274, Vieweg Verlag, Braunschweig/Wiesbaden, 1997.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aerothermodynamik

Ansprechpartner: Dr. H.-H. Frühauf

Institution: Institut für Raumfahrtssysteme
Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 31
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/6852382

Telefax: 0711/6853596

e-mail: fruehauf@irs.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Dr. A. Geiger
Regionales Rechenzentrum der Universität Stuttgart,
Allmandring 30, 70550 Stuttgart

Thema:

Numerische Wiedereintritsaerothermodynamik

Ausgangssituation:

Zur Unterstützung des TPS-Entwurfs und der Freiflugdiagnostik für Wiedereintritsflugkörper wird ein Rechenverfahren entwickelt, das hin bis zu Hochgeschwindigkeitsströmungen ($> 10 \text{ km/s}$) alle nicht vernachlässigbaren thermophysikalischen Effekte berücksichtigt.

Ziel:

Hauptziele der Entwicklung des URANUS Navier-Stokes Verfahrens [3] sind die genaue und effiziente Berechnung der komplexen thermophysikalischen Prozesse in der Gasphase und der Gas-Wandwechselwirkung, die Extrapolation von Kanalexperimenten auf Freiflugexperimente und die genauere Berechnung von aerothermodynamischen Lasten in kritischen Gebieten.

Lösungsweg:

Gasphasenmodellierung: Mit dem fortschrittlichen Gasphasenmodell kann die thermische und chemische Relaxation im Plasma detailliert beschrieben werden. Hierzu wurden zusätzlich drei Vibrationsenergiegleichungen für N_2 , O_2 und NO und eine mittlere Rotationsenergiegleichung in den URANUS Code implementiert. Um die chemischen Relaxation für thermisches Nichtgleichgewicht berechnen zu können wurde ein Reaktionsratenmodell, das CVCV-Modell (Coupled Vibration-Chemistry-Vibration Model) [6] entwickelt und mit Hilfe von quasiklassischen Trajektorienrechnungen kalibriert [4]. Konsistent zu den Reaktionsraten beschreibt das Modell auch den Einfluß der chemischen Relaxation auf die mittlere Vibrations- und Rotationsenergie der Moleküle. Die viskosen Flüsse werden mit Hilfe der Transportkoeffizienten erster Ordnung von Chapman and Cowling berechnet [2].

Gas-Wandwechselwirkung: Mit dem Gleitrandmodell kann der Temperatursprung zwischen Gasphase und Oberfläche beschrieben werden, so daß die Simulation von Wiedereintritsströmungen auch in großer Höhe möglich ist. Das detaillierte Katalysemodell [1] beschreibt die Kopplung zwischen Energie, Oberflächenbelegung durch Chemisorption und Reaktionsraten auf SiO_2 -Oberflächen. Vereinfachte, ungekoppelte Katalysemodelle können für Auslegungsrechnungen verwendet werden.

Gasstrahlung: Mit Hilfe der Strahlungsdatenbasis PARADE und dem Strahlungstransportprogramm HERTA können gekoppelte Strömungsstrahlungsberechnungen durchgeführt werden

[5]. Dies ermöglicht die Simulation von optischen Freiflugexperimenten, als auch die genaue Bestimmung des Strahlungswärmestroms auf die Oberfläche des Flugkörpers und die Strahlungskühlung im Plasma.

Ergebnis:

Zur Validierung der Uranus Codes wurden verschiedenartige Testfälle gerechnet. So konnte mit dem detaillierten Katalysemodell der Wandwärmestrom für die Wiedereintrittstrajektorie des amerikanischen Shuttles, für das europäische Wiedereintrittsexperiment MIRKA und auch für das Stoßrohrexperiment von Vetter mit guter Übereinstimmung wiedergegeben werden.

Für den Fall expandierender Strömungen konnte das thermisch-chemische Relaxationsmodell mit Hilfe eines Düsenexperiment von Sharma validiert werden.

Der Einfluß des Strahlungswärmestroms für einen Hochgeschwindigkeitseintritt wurde anhand des Fire II Experiments untersucht. Dabei konnte gezeigt werden, daß zur genauen Bestimmung des Wandwärmestroms eine gekoppelte Strömungs- Strahlungsrechnung benötigt wird.

Für die zwei amerikanischen Sounding Rocket Experimente BSUV I und II wurden mit Hilfe der Strahlungs Codes die optischen Experimente während des Fluges simuliert. Hierbei wurde insbesondere bestätigt, daß NO Moleküle in der Gasphase vibratorisch hochangeregt entstehen, wie durch das CVCV-Modell vorhergesagt wurde.

Durch die umfangreichen Rechnungen sowohl von Kanal-, als auch von Freiflugexperimenten konnte gezeigt werden, daß der URANUS Code für ein weites Anwendungsgebiet einsetzbar ist.

Literatur:

- [1] Daiß, A., Frühauf, H.-H., Messerschmid, E.W.: 'Modeling of Catalytic Reactions on Silica Surfaces with Consideration of Slip Effects', Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 11, No. 3, July-September 1997.
- [2] Fertig, M., Dohr, A., Frühauf, H.-H.: 'Transport Coefficients for High Temperature Non-equilibrium Air Flows', AIAA-Paper 98-2937, 7th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Albuquerque/NM, June 15-18, 1998.
- [3] Frühauf, H.-H., Knab, O., Daiß, A., Gerlinger, U.: 'The URANUS code - an advanced tool for reentry nonequilibrium flow simulations', Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, No. 19, 1995.
- [4] Kanne, S., Knab, O., Frühauf, H.-H., Pogosbekyan, M., Losev, S.A.: 'Calibration of the CVCV-Model against Quasiclassical Trajectory Calculations', AIAA-Paper 97-2557, 32nd AIAA Thermophysics Conference, Atlanta/GA, June 23-25, 1997.
- [5] Kanne, S., Gogel, T.H., Dupuis, M., Messerschmid, E.W., Roberts, T.: 'Simulation of Radiation Experiments on Reentry Vehicles Using the New Radiation Database PARADE', AIAA-Paper 97-2562, 32nd AIAA Thermophysics Conference, Atlanta/GA, June 23-25, 1997.
- [6] Knab, O., Frühauf, H.-H., Messerschmid, E.W.: 'Theory and Validation of the Physically Consistent Coupled Vibration-Chemistry-Vibration Model', Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 9, No.2, April-June 1995.

weiteres Vorgehen:

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 259 'Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme' soll der axialsymmetrische URANUS Code zum dreidimensionalen URANUS Code für Strömungen im thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht erweitert werden. Ein detailliertes Katalysemodell für veränderliche Oberflächen, wie z.B. SiC, wird derzeit entwickelt. Desweiteren ist geplant, den URANUS Code mit einem Ablationscode zu koppeln, um die Simulation von Flugkörpern mit einem ablativen Hitzeschutzschild zu ermöglichen.

Datum: 16. März 1998

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Hyperschall**

Ansprechpartner Dr.-Ing. A. Gülhan

Institution DLR, Abteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz

Adresse Linder Höhe
D-51140 Köln

Telefon 02203/601-3349
Telefax 02203/601-2344
e-mail Ali.Guelhan@dlr.de

weitere Partner

Thema

Qualifizierung von großen TPS-Komponenten im lichtbogenbeheizten Windkanal
LBK

Ausgangssituation

Um größere TPS-Modelle bei hohen Wärmeflüssen und Drücken qualifizieren zu können, wurde die L3K-Meßstrecke des LBK auf eine elektrische Leistung von 6 MW ausgebaut. Diese Leistung kombiniert mit dem Gasmassenstrom von 300 g/s erlaubt Oberflächendrücke bis 250 hPa und Kaltwandwärmeflüsse bis 3000 kW/m² zu erreichen.

Ziel

Durch systematische Kalibrierungsmessungen sollen die Betriebsparameter des Brenners und Oberflächenparameter des Testmodells ermittelt werden. Dabei sollen die Homogenität des Strömungsfeldes und eine niedrige Kontamination der Strömung gewährleistet sein.

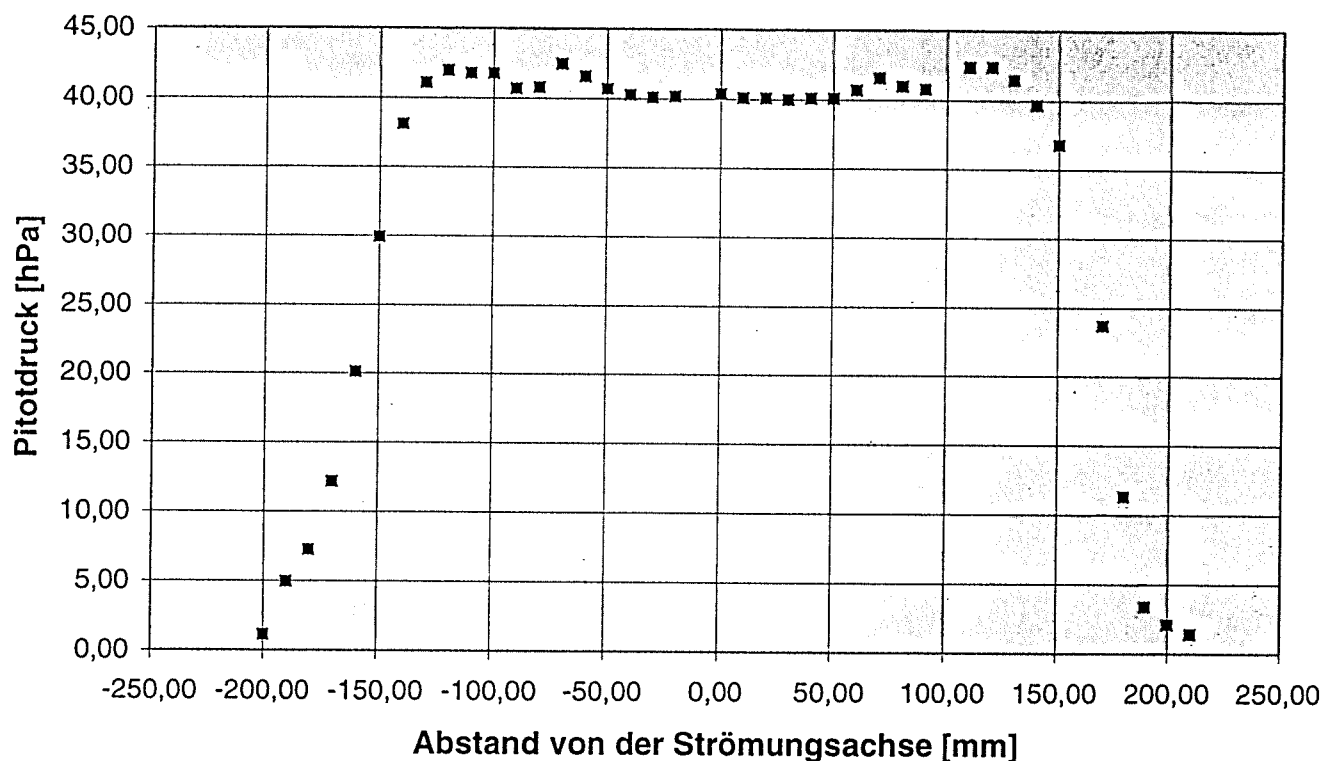
Lösungsweg

In den Jahren 1996 und 1997 wurden im L3K mehr als 160 Kalibrierungsversuche durchgeführt. Gasmassenströme wurden zwischen 50 g/s und 300 g/s variiert. Durch die Optimierung der Stromteilung zwischen den Doppelelektroden bei den Stromstärken zwischen 700 A und 1600 A wurde die Kontamination der Strömung auf 30-50 ppm reduziert. Gasenthalpien über 20 MJ/kg und Brennerdrücke bis 16.000 hPa wurden realisiert. Dabei wurde die Langzeitstabilität der Versuchsparemeter über eine Testdauer bis 1800 Sekunden beobachtet. Zur Untersuchung des Strömungsverhaltens in der Meßkammer und im Diffusor wurden Modelle unterschiedlicher Geometrie und Größe im L3K getestet.

AG STAB

Ergebnis

Gemessene Pitotdruckprofile (siehe Bild) zeigen, daß die Hyperschallströmung bei $Ma = 7$ hinter dem Düsenaustritt in der L3K-Meßkammer einen homogenen Kern von ca. 280 mm hat. Deshalb können Modelle mit einer Geometrie von 280 mm x 300 mm x 100 mm (BxLxH) unter homogenen Bedingungen im L3K qualifiziert werden. Versuche mit einem querangeströmten Zylinder mit der Geometrie von $\varnothing 150$ mm x 200 mm (DxL) zeigten, daß die Strömung in der Meßkammer und im Diffusor bei diesen Modellgrößen im Hinblick auf die Blockierung kaum beeinflußt wird. Bei diesen Messungen wurden IR-Kamera, Pyrometer und Wärmeflußsonden kalibriert und eingesetzt.



Gemessenes Pitotdruckprofil bei 200 mm hinter dem 300 mm-Düsenaustritt im L3K

Literatur

Gülhan, A.; Arc Heated Facility LBK as a Tool to Study High Temperature Phenomena at Re-entry Conditions. DLR IB-39113-97A05, 1997.

weiteres Vorgehen

Zur Zeit laufen im L3K Staupunktmessungen an Wärmeschutzmaterialien. Parallel dazu wird die Anlage für Meßkampagnen im Rahmen des TETRA-Programms und für Untersuchungen an Komponenten der Hyflexkonfiguration (ESA/NASDA-Kooperation) vorbereitet. Bei diesen Aktivitäten wird 2D-LIF-Meßtechnik zur Messung der Rotations- und Vibrationstemperaturen und Konzentration von NO-Molekülen in der Grenzschicht am Modell angewandt.

Datum 9.3.1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, Dr. Th. Herberg, Dr. V. Wendt, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	Dr. A. Hanifi and Prof. D. Henningson, FFA Stockholm FESTIP-partners St.Brück, DLR Göttingen	

Thema

Experimental and theoretical investigations on laminar–turbulent transition in hypersonic boundary–layer flows within the Future European Space Transportation Investigation Programme (FESTIP).

Ausgangssituation

Both drag and heat load are critical design parameters for future reusable launch vehicles. Hence, reliable transition prediction in hypersonic boundary–layer flows is indispensable for a successful design of these vehicles.

Ziel

The objective of this investigation was to gain a deeper knowledge about the effect of nose bluntness, Mach number and angle of attack on instability characteristics of hypersonic boundary–layer flows. One aim of the study was also to assess presently available transition prediction technology (experimental and numerical) with respect to project–oriented applications.

Lösungsweg

Laminar–turbulent transition on a sharp and a blunt cone of nose radius $R_N = 17.8\text{mm}$ was studied both in theory and in experiment. Mach number, unit Reynolds number and angle of attack were varied. Liquid crystal technique provided information about transition location for the different parameters combinations. In addition, hot-wire measurements were performed for a blunt cone case under low unit Reynolds number conditions.

For the numerical investigations linear local parallel stability theory as well as linear and nonlinear nonlocal nonparallel theory based on parabolized stability equations (PSE) were used. Navier-Stokes codes provided the necessary basic–flow data. In theory, blunt cone cases were considered only.

Ergebnis

In experiment, laminar–turbulent transition was observed for all sharp cone cases. On the other hand, there was no indication for transition for the blunt cone cases. For the sharp cone cases a strong sensitivity to angle of attack variations could be exemplified with respect to large differences in transition location along the windward and leeward plane of symmetry.

The effects of boundary–layer nonparallelism and the upstream history of the disturbance on the disturbance growth rate were studied by comparing results from local parallel and nonlocal nonparallel theory. The influence of the nonlocal nonparallel terms on the growth rate of two–dimensional second modes was found to be almost negligible. Three–dimensional first modes were destabilized by nonlocal nonparallel effects, however. The N-factor calculations for the blunt cone cases provided very high N-factor values for first–mode instabilities. Those for second modes were significantly lower. Moreover, amplified second modes were found far downstream only. Hence, for the blunt cone cases considered here, the numerical results indicate that laminar–turbulent transition will be dominated by first–mode instabilities. Therefore, a transition scenario based on the interaction of a pair of symmetric oblique first modes was chosen for the nonlinear investigations. A stationary vortex, the mean flow distortion (mfd) and more and more other modes are created by nonlinear mechanisms originating from the presence of these two oblique first modes (Fig. 1a). The growth of these modes finally leads to the breakdown of laminar flow, which is indicated by the rise of the skin–friction coefficient c_f at the end of the calculation (Fig. 1b).

Note, that the cones investigated in theory were much longer than the model used in experiment. This might be the reason why for the blunt cone cases transition was not observed in experiment.

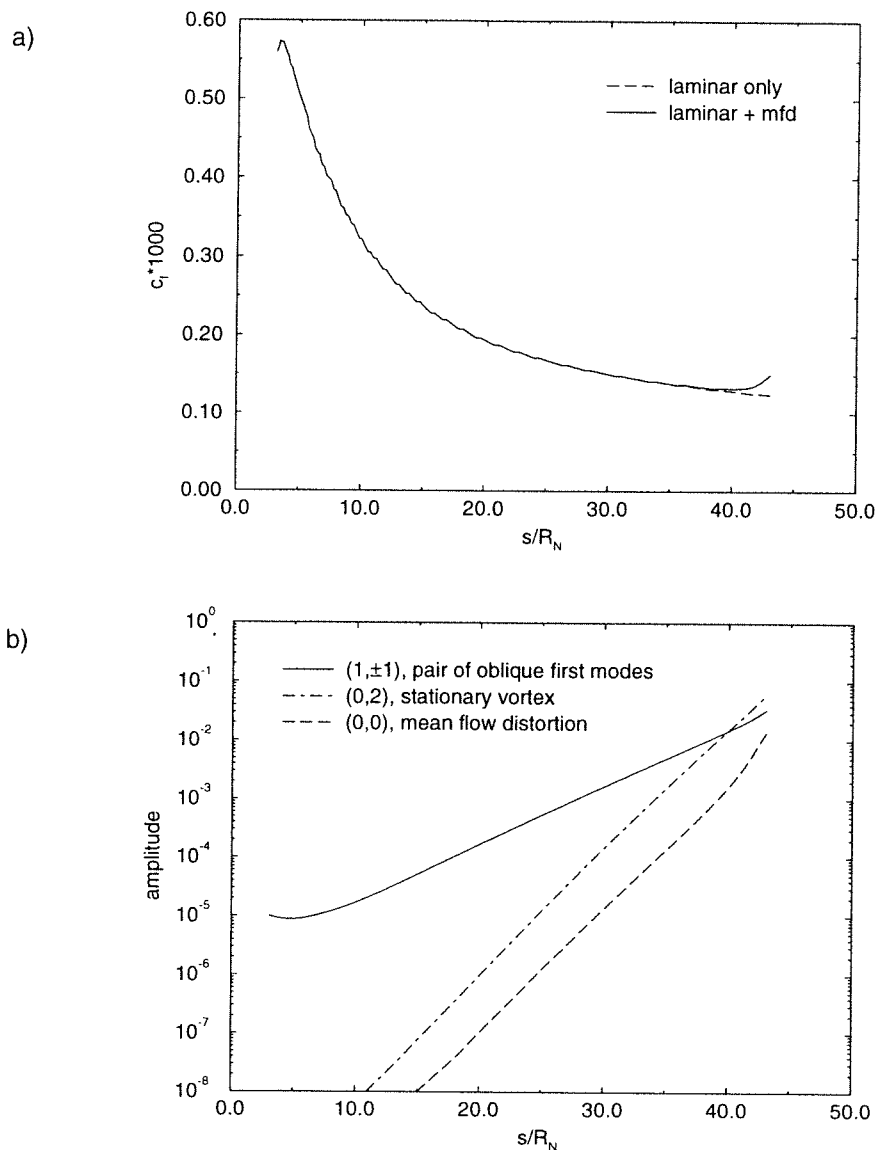


Figure 1: Interaction of a symmetric pair of oblique first modes on the blunt cone at $Ma_\infty = 5$ without angle of attack causing the so-called oblique breakdown:
a) downstream evolution of the amplitudes of the most important modes.
b) calculated skin-friction rise due to laminar-turbulent transition.

Literatur

Hein, S.; Herberg, T.; Kufner, E.; Wendt, V.; Dallmann, U.:
Project FESTIP, WP 5210, Final Report. DLR-IB 223-97 A 23.

weiteres Vorgehen

Dependent on DLR's participation in FESTIP 2.

Datum: 05.03.98

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	D. Kastell, U. Ch. Dallmann	e-mail: Dirk.Kastell@DLR.DE
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2418 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	Prof. A. Maslov; ITAM, 630090 Novosibirsk, Russia	

Thema

Experimental investigation of artificially disturbed instabilities in hypersonic laminar boundary-layers.

Ausgangssituation

Hypersonic boundary layer instabilities have been measured at Mach 5 in the Ludwig-tube wind tunnel of DLR in Göttingen by Wendt, Simen & Hanifi (1995). A detailed description of the facility and its operational characteristics is given by Ludwig et al. (1969). For the measurements a single wire probe with a tungsten wire of 1.25 mm length and 5 μm diameter is operated by a constant temperature anemometer. In all the experiments the wire is operated at a high overheat ratio to assure that the wire is mainly sensitive to mass-flow fluctuations (Kovácsnay (1950)). For the boundary-layer investigations a flat aluminum plate of 300 mm length and 10 mm thickness which spans the full test section width of 500 mm was used. The sharp leading edge has a bevel angle of 11.6°. For the experiments almost constant charge conditions of $p_{t,0} \approx 5$ bar and $T_{t,0} \approx 110$ °C were used. The unit Reynolds number in the flat plate experiments is $Re_\infty/l = 7.5 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$, which results in local Reynolds numbers ranging from $Re_x \approx 0.4 \times 10^6$ ($R \approx 650$) to $Re_x \approx 1.7 \times 10^6$ ($R \approx 1300$) depending on the distance from the plate edge.

The first measurements by Wendt et al. did not show the expected dominance of high-frequency second-mode instabilities, predicted by linear stability theory and found in other experiments. Only the growth of natural disturbances within a broad frequency band up to 50 kHz on the flat plate and up to 200 kHz on the cone was observed. The measurement of profiles in the laminar boundary layer of the flat plate and the cone revealed disturbance-amplitude profiles with a strong peak at approximately 75 % of the boundary-layer thickness. This peak is typical for an unstable laminar boundary layer. The boundary-layer profiles also show growing maximum disturbance amplitudes with increasing distance from the leading edge of the flat plate and the tip of the cone, respectively.

Ziel

To develop an understanding of the physical processes involved in laminar-turbulent transition in hypersonic boundary-layer flows it is necessary to perform detailed stability experiments, rather than obtaining only the transition location. The most detailed hypersonic boundary-layer stability experiments were conducted by Stetson et al. (1992) on a cone at a free-stream Mach number of 8. These investigations show a distinct dominance of second-mode instabilities. In contrast, measurements in the laminar boundary layer of a flat plate by Kendall (1975) and for a hollow cylinder by Stetson et al. (1991) do not show the expected dominance of high-frequency second-mode instabilities. However, the growth of natural disturbances with rather low frequencies, partly growing in a frequency band that was predicted to be stable by linear stability theory, can be observed. It has to be determined whether the discrepancy between linear stability theory and instability experiments is due to the physical behavior of the planar boundary layer or due to other side effects, e.g. wind-tunnel characteristic. Therefore it is important to artificially introduce disturbances of known frequencies into the boundary layer to insure that the measured instabilities are not caused by specific wind tunnel characteristics.

Lately the experiments of Wendt et al. (1995) were reproduced by the present author, first, to ensure the repeatability of the experiments second, to extend the data base and third, to gain experience with the experimental equipment and data processing. In figure 1 the absolute voltages of the latest data, as measured by the hot wire, are shown with distance from the plate surface y . These measured values corresponds to mass flow rates. But, because of the change of temperature across the thickness of hypersonic boundary layers, it is thus not possible, except within a severe procedure, to calibrate the hot wire probe absolutely. However, the boundary layer edge can be obtained from the measured profiles. Its thickness raises with increasing distance x from the leading edge of the model plate. In figure 2 the amplitude profiles of the measured voltages are presented. The obtained data is drawn again versus the distance y normal to the wall for different x -locations measured from

the leading edge of the flat plate. The peaks are as expected for hypersonic flow close to the boundary layer edge ($\sim 80\%$). The size of the disturbances also grow with increasing x distance (local Reynolds number).

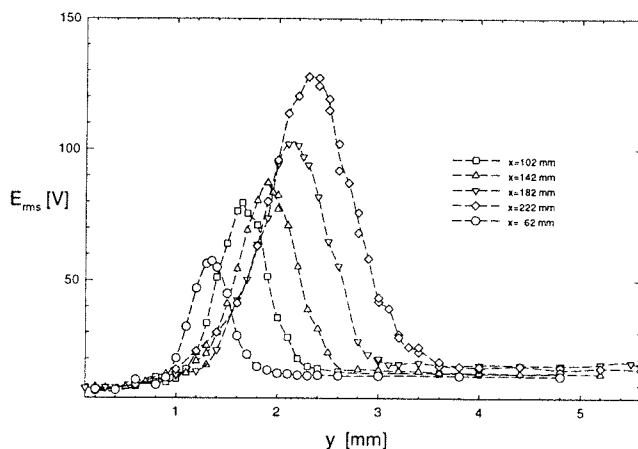
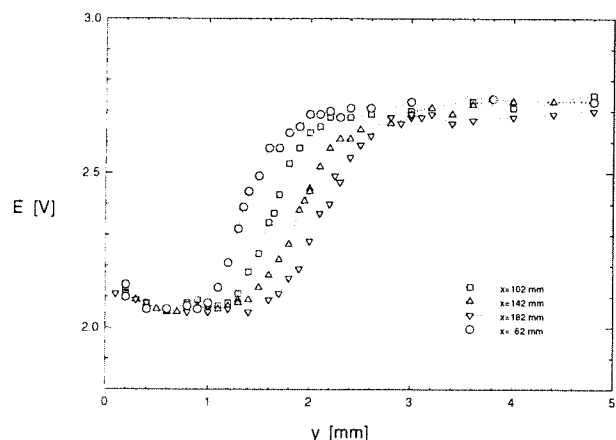


Abbildung 1: absolute voltage signals by the hot wire anemometry .

Abbildung 2: voltage amplitude profiles on the flat plate at different x location .

References

- Kendall, J. M. 1975 – Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition, AIAA J. 13, 290-299.
- Kosinov A. D. Maslov A. A., Shevelkov S. G. 1990 – Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers, J Fluid Mechanics, **219**, 621-633.
- Kovácsnay, L. S. G. 1950 – The hot-wire anemometer in supersonic flow, J Aeronautical Sciences, 17, 565-572.
- Ludwig, H., Grauer-Carstensen, H., Hottner, Th. 1969 – Der Rohrwindkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen, Jahrbuch 1969 der DGLR, 52-58.
- Maslov, A. A. 1997 – Experimental study of instability processes in hypersonic boundary layers, EUROMECH, Göttingen, FRG
- Stetson, K. F., Thompson, E. R., Donaldson, J. C., Siler, L. G. 1991 – A comparison of planar and conical boundary-layer stability and transition at a Mach number of 8, AIAA Paper, 91-1639.
- Stetson, K. F., Kimmel, R. L. 1992 – On hypersonic boundary-layer stability, AIAA Paper, 92-0737.
- Wendt, V., Simen, M., Hanifi, A. 1995 – An experimental and theoretical investigation of instabilities in hypersonic flat plate boundary layer flow, Phys. Fluids 7, 877 - 887.

Weiteres Vorgehen

Artificially boundary layer instabilities on a flat plate will be measured in the Ludwig tube. Therefore a source has to be developed which is able to artificially introduce disturbances into the boundary layer. The advantage of the Ludwig tube, compared to conventional hypersonic blow-down wind tunnels, is the size of the test section. It is therefore possible to investigate plate models with long span wise dimensions and thus measure at large local Reynolds numbers for laminar boundary layers. These kind of experiments have not been done before in hypersonic flow. Nevertheless in supersonic flow ($M \approx 2$) a glow discharge device has been successfully used by Kosinov et al. (1990) on a flat plate and lately also on a cone [Maslov (1997)].

To gain informations about this technique the existing collaboration with the russian institute of theoretical and applied mechanics (ITAM) in Novosibirsk will be extended. In spite of the project also tests at ITAM had been attended by the present author in November of 1997. During this visit an intensive collaborations had been established. This will include an invitation of one russian scientist for a period of two month to Göttingen for spring 1998. This guest scientist will help to set up the test campaign in the Ludwig tube to artificially disturb the boundary of a flat plate at hypersonic speed and to process the data afterwards. The forced instabilities modes will be measured again with the help of hot wire anemometry.

Datum: 3. März 1989

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Physikalische Grundlagen / Transitionsbeeinflussung
Ansprechpartner	U. Knörschild, R. Grundmann
Institut	TU Dresden Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
Adresse	Technische Universität Dresden MommSENstraße 13 01069 Dresden
Thema	Anregung und Dämpfung von schräglaufenden Tollmien-Schlichting-Wellen (TSW)
Ausgangssituation	Zur Laminarhaltung von Grenzschichtströmungen, d.h. zur Verzögerung des laminar-turbulenten Umschlagprozesses kommen zwei grundlegend verschiedene Eingriffsmöglichkeiten in Betracht – die aktive und die passive Strömungskontrolle. Für den einfachsten Fall der aktiven Umschlagbeeinflussung einer angeregten 2D-TSW in einer 2D-Grenzschicht konnte die Wirksamkeit der gegenphasigen Überlagerung mittels periodischer Druckschwankungen bereits in zahlreichen Experimenten nachgewiesen werden. Die Übertragung der Störung auf die Grenzschicht erfolgt über oberflächenbündige Schlitze. Untersuchungen zur aktiven Störungsbeeinflussung, Störungsdämpfung in dreidimensionalen Grenzschichten sind jedoch noch nicht bekannt.
Ziel	Primäre Zielsetzungen sind grundlagenorientierte Aussagen zur Entwicklung einer Plattengrenzschicht unter dem Einfluß periodischer Anregung über Schlitze (TSW) senkrecht und insbesondere schräg zur Anströmungsrichtung sowie Möglichkeiten der Störungsdämpfung. Dabei sollen die Vorgänge und Mechanismen des Umschlagprozesses detailliert erfaßt und neben Hitzdrahtmessungen mittels Strömungssichtbarmachung veranschaulicht werden.
Lösungsweg	Zunächst erfolgt der Nachweis der Entwicklung der Grenzschicht und der geraden TSW entsprechend der Theorie. Im Anschluß daran werden die Eigenschaften der Störungsanfachung und -dämpfung für verschiedene Parameter der Störererzeugung (z.B. Winkel, Amplitude und Lage der initialisierten TSW) mittels Hitzdrahtanemometrie und Strömungsvisualisierung eingehend untersucht. Eine Hochgeschwindigkeits-CCD-Kamera ermöglicht neben qualitativen Aussagen auch eine quantitative Auswertung der Visualisierung. Ein speziell für Transitionsexperimente entwickelter Partikelgenerator, montiert innerhalb der Druckkammer unmittelbar unter dem Störschlitz, erzeugt die für das Laserlichtschnittverfahren benötigten Partikel.
Ergebnis	Visualisierung Alle Aufnahmen zeigen unabhängig vom Winkel der erzeugten TSW ein paralleles Ausbreiten der Wellenfronten. Ein Vergleich der aus der Grauwertverteilung bestimmten Wellenlänge λ zeigt eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Hitzdrahtmessungen (Abbildung 1). Der typische Verlauf einer TSW wird ebenso gut wiedergegeben. Zusätzlich konnten Aufnahmen der zeitlichen Entwicklung einer TSW sowie eines Lambda-Wirbels innerhalb eines Phasendurchlaufs realisiert werden. Bei einer dimensionslosen Frequenz von 130 (139.6 Hz) der TSW wurde dabei ein Phasendurchlauf mit 7 Subframes, bei einer Bildfrequenz von 1kHz und einer Belichtungszeit von 10 μ s pro Subframe, aufgenommen. Erste Ergebnisse zeigen für schräge TSW ein Abweichen der für den fundamentalen Transitionstyp typischen hintereinanderliegenden Anordnung der Lambda Strukturen. Diese Resultate sollen in weiteren Experimenten verifiziert werden.

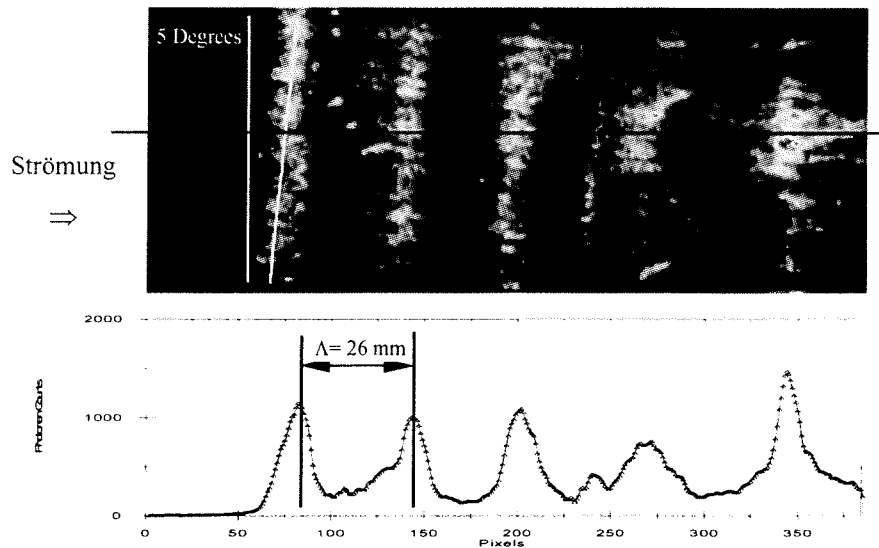


Abb. 1 - Strömungsvisualisierung einer Tollmien-Schlichting-Welle - 5 Grad - (10µs)

Hitzdrahtmessungen

Umfangreiche Parameterstudien und Vergleiche zwischen den Eigenschaften gerader und schräger TSW bestätigen die Wirksamkeit der Dämpfung mittels gegenphasiger Überlagerung auch für schräge Störwellen (Abbildung 2).

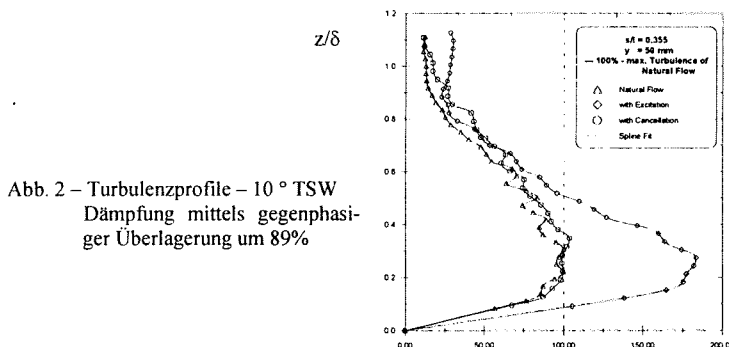


Abb. 2 - Turbulenzprofile - 10° TSW Dämpfung mittels gegenphasiger Überlagerung um 89%

Die Phasenprofile und Amplitudenfunktionen der TSW zeigen unabhängig vom Initialisierungswinkel den gleichen prinzipiellen Verlauf; Abbildung 3.

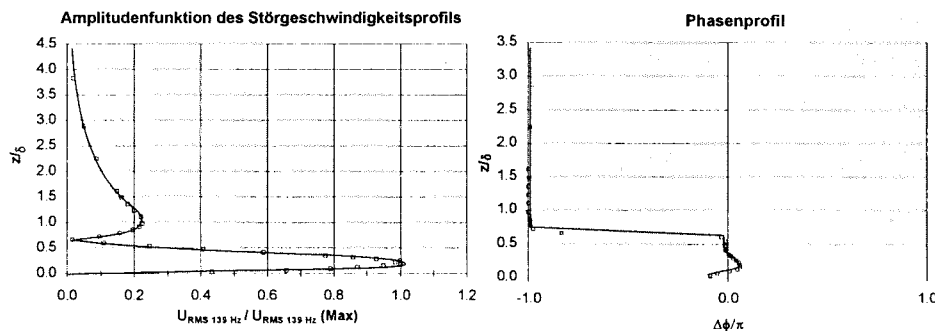


Abb. 3 - Ergebnis der Hitzdrahtmessungen 10° TSW Re=346

Literatur

- [1] U. Knörschild, R. Buckisch, R. Grundmann, Experimental Study of Oblique Tollmien-Schlichting Waves Cancellation in a Flat-Plate Boundary Layer, EUROMECH Colloquium 359 - Stability and Transition of Boundary-Layer Flows, Stuttgart University, March 10-13, 1997
- [2] Arbeitsbericht DFG Schwerpunktprogramm „Transition“ Thema III „Transitionsbeeinflussung“; U. Knörschild, R. Buckisch, R. Grundmann; Mai 1997
- [3] Jahresbericht Institut für Luft- und Raumfahrttechnik; TU Dresden; U. Knörschild, R. Buckisch 1997

weiteres Vorgehen

Erweiterung der Visualisierungsexperimente neben Aufnahmen von Ebenen senkrecht zur Platte auch auf aktive Dämpfungsversuche. Fortführung der Hitzdrahtmessungen, Erarbeiten von Abhängigkeiten und Eigenschaften der TSW unter variierten Initialisierungswinkeln. Einsatz von 2D-V-Drahtsonden zur Erfassung der Querkomponenten.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Radespiel, Dr. Longo, P. Giese

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2488

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Berechnung der aerodynamischen Beiwerte von Lifting Bodies im Transschall

Ausgangssituation:

Aero-Datenbasis für Wiedereintrittsfahrzeuge wie X-38 wird derzeit auf der Basis von Windkanaldaten erstellt.

Ziel:

Qualifizierung von Vorhersageverfahren für Aero-Beiwerte im Transschall

Lösungsweg:

Numerische Untersuchungen für generische X-38-Konfiguration, Beschränkung auf Beiwerte der Längsbewegung, Identifikation der einflußreichen Strömungsparameter auf Beiwertverläufe

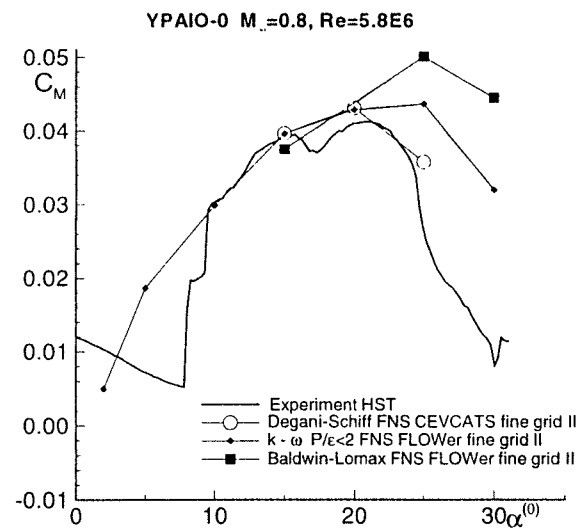
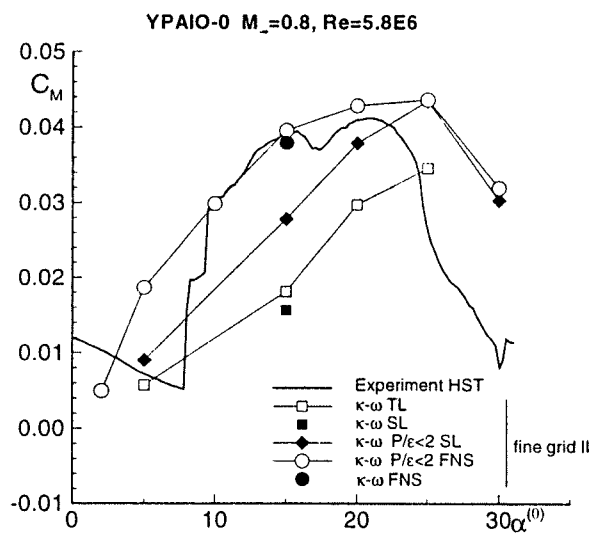
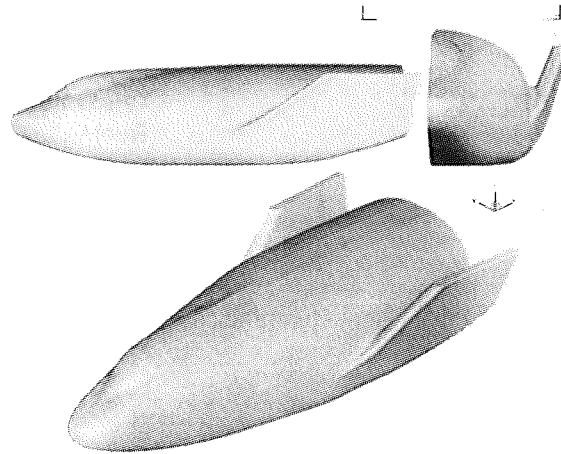
- Crossflow Ablösung an Vorkörper
- Ablösungen an Steuerflächen und Winglet
- Stoßinduzierte Ablösungen

Identifikation der Einflüsse von

- Netzfeinheit
- Diskretisierungstyp
- Turbulenzmodell

Ergebnis:

- Qualifizierung der Sensitivitäten von Beiwerten bezüglich der Einflüsse von Numerik und Turbulenzmodell
- Guidelines für Verbesserung der Verfahren



Konfiguration und Einfluß der viskosen Modellierungen auf Nickmomentenbeiwerte im Transschall

Literatur:

Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Giese, P.: "Numerical Computations of Transonic Flow Phenomena for X-38", DLR-IB 129-98/2, 1998.

weiteres Vorgehen:

Anwendungen X-38-Konfiguration 8.3, Validierung für instationäre Derivativa.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	I. Rosenboom, St. Hein, PD Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2418 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	Universität Göttingen	

Thema

Numerische Untersuchungen des Einflusses der Nasenstumpfheit auf Grenzschichtinstabilitäten bei axialsymmetrischer Kegelumströmung im Hyperschall

Ausgangssituation

In kompressiblen Hyperschall-Grenzschichten sind viele Phänomene, die zum laminar-turbulenten Übergang führen können, noch weitgehend ungeklärt. Bisherige experimentelle Untersuchungen zum Instabilitätsverhalten hypersonischer Kegelumströmung erfordern noch weiterreichende Verifikation durch numerische Untersuchungen und eine physikalisch fundierte Modellierung.

Experimentell beobachtete Phänomene wie:

- a) Instabilitäten in der Entropieschicht und
- b) Transitionsumkehr („Bluntness Paradoxon“)

konnten bislang in keinem physikalischen Zusammenhang dargestellt werden.

Bisherige numerische Untersuchungsergebnisse mit Verfahren nach lokal paralleler Instabilitätstheorie liegen von Kufner [1] vor. Der Instabilitätsbereich der 2. Mode verschiebt sich demnach mit zunehmendem Nasenradius stromab. Desweiteren waren keine Instabilitäten der 1. Mode bei Nasenradien größer als $R_N = 3.81$ mm festzustellen. Dagegen wurden erste Anzeichen für mögliche Instabilitäten in der Entropieschicht präsentiert.

Ziel

Absicherung und Erweiterung oben genannter Ergebnisse durch Anwendung des Stabilitätsanalyseprogrammes NOLOT. Die in diesem Programm implementierten Verfahren ermöglichen einen Vergleich zwischen lokaler und nichtlokaler Theorie. So können bisher vernachlässigte Einflüsse wie wandnormale Geschwindigkeit, Grundströmungsgradienten in Stromabrichtung und der wandnormale Druckgradient mitberücksichtigt werden.

Lösungsweg

Stabilitätsergebnisse zu spitzen und stumpfen Kegeln mit verschiedenen Nasenradien R_N werden berechnet. Alle betrachteten Kegelgeometrien besitzen einen Halböffnungswinkel von 7° , einen Anstellwinkel von 0° und eine Länge der Kegeloberfläche von $s_{max}=266 \cdot R_N$. Die Machzahl der Anströmung beträgt $Ma_\infty = 8.0$ und die Einheitsreynoldszahl $Re_\infty/m=8.202 \cdot 10^6$.

Ergebnisse

In Abb. 1 zeigt der Vergleich mit experimentellen Ergebnissen von Stetson et al. [2] je nach Stromabposition und Instabilitätsform eine unterschiedlich qualitative Übereinstimmung. Als Ursachen können nicht quantifizierbare Meßfehler und möglicherweise nichtlineare Effekte in Betracht kommen. Die nichtlokale Theorie bewirkt im Gegensatz zur lokalen Theorie eine relativ geringe Verschiebung der maximalen Anfachung zu höheren Frequenzen, die auch die experimentellen Daten aufweisen.

Bei allen untersuchten Kegeln sind bereits nach lokaler Theorie angefachte 1. Moden feststellbar. Bei Vergrößerung des Nasenradius von $R_N = 17.78$ mm auf $R_N = 42.67$ mm wird eine Stromaufverschiebung der kritischen Stromabposition erster Anfachung von etwa $s_{krit}=1.4$ m auf $s_{krit}=0.3$ m bei Instabilitäten der 1. Mode beobachtet, wie in Abb. 2 zu sehen ist.

Diese Stromaufverschiebung korrespondiert mit dem Vorhandensein des „Verallgemeinerten Wendepunktes“ $(\dot{c}_i = \frac{\partial}{\partial y} \left(\rho \frac{\partial I}{\partial y} \right) = 0)$, der als Kriterium für die Existenz der 1. Mode herangezogen werden kann. In Abb. 3 sind neben dem Verlauf des „Verallgemeinerten Wendepunktes“ in der Reibungsgrenzschicht Gebiete in der Entropieschicht vorhanden, die das Kriterium erfüllen. Demzufolge kann vermutet werden, daß erstmals auftretende Instabilitäten der 1. Mode im Bereich der Entropieschicht eine wesentliche Rolle für eine Transitionsumkehr infolge von Stumpfheitsvergrößerung spielen könnten.

Ein weiteres Phänomen der 1. Mode zeigt sich in Abb. 4 bei Untersuchung der Anfachungsrate als Funktion der spannweitenigen Wellenzahl. Im Fall des Kegels mit Nasenradius $R_N=42.67$ mm wird bei relativ kleinen Frequenzen, wie z. B. bei $f = 1$ kHz, neben einem Maximum bei Wellenwinkeln zwischen 60° und 70° ein zweites Maximum der Anfachungsrate bei etwa über 87° festgestellt.

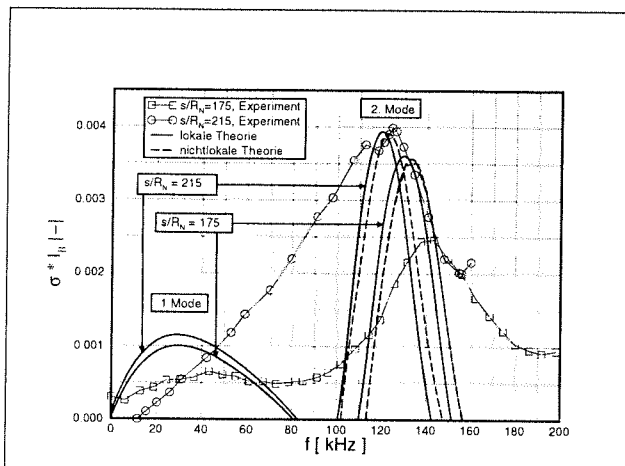


Abbildung 1: Vergleich zwischen experimentellen und numerischen Ergebnissen, Nasenradius $R_N = 3.81$ mm

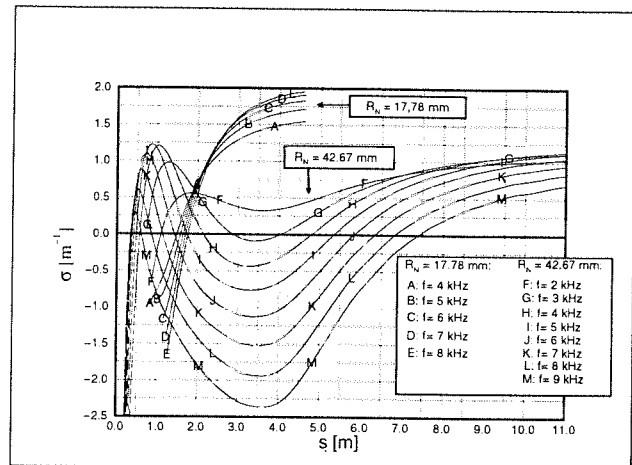


Abbildung 2: Stromaufverschiebung der kritischen Stromabposition erster Anfachung bei Instabilitäten der 1. Mode nach Vergrößerung des Nasenradius'

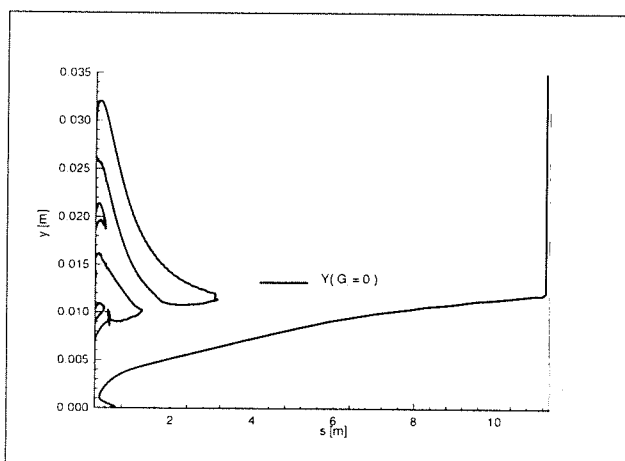


Abbildung 3: Verlauf des verallgemeinerten Wendepunktes in Entropie- und Reibungsgrenzschicht beim Kegel mit Nasenradius $R_N=42.67$ mm

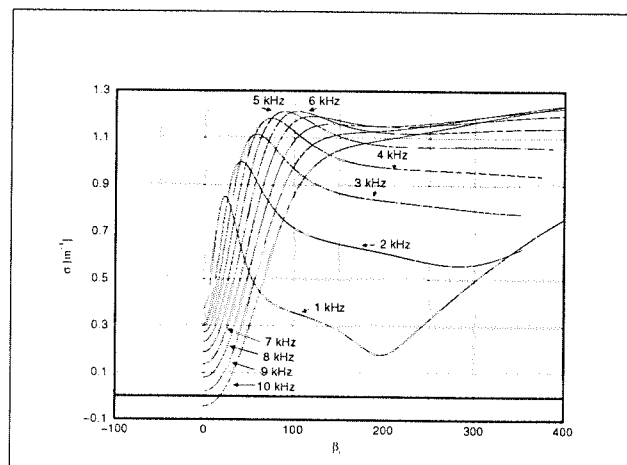


Abbildung 4: Anfachungsrate σ in Abhängigkeit von der spannweitenigen Wellenzahl β_x , Nasenradius $R_N=42.67$ mm, Stromabposition $s/R_N=216$

Literatur

- [1] Kufner, E.
Numerische Untersuchungen der Strömungsinstabilitäten an spitzen und stumpfen Kegel bei hypersonischen Machzahlen. DLR-FB 95-11 und Dissertation, Universität Stuttgart, 1995
- [2] Stetson, K.F. et al.
On Hypersonic Boundary-Layer Stability. AIAA Paper 92-0737, 1992

Weiteres Vorgehen

Vervollständigung der bisherigen Rechnungen und Deutungsversuche der geschilderten Phänomene durch Analyse der Grundströmungseigenschaften.

Datum: 4.3.1998

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	Mr. P. Barbante, Professor Dr. G. Degrez Von Karman Institute for Fluid Dynamics Rhode St. Genese, BELGIUM	

Thema

Investigation of Physico-Chemical Models for the Computation of High- Temperature Flows.

Ausgangssituation

Both skin friction drag and heat load are critical design parameters for future hypersonic vehicles. In view of the limited possibilities for ground-simulation of the relevant flows and the cost involved in flight simulations reliable computations for prediction of these quantities in hypersonic flows are indispensable for a successful design of these vehicles. The ongoing development of the CFD tools in this context has an Achilles' heel, namely, the accurate modelling of the thermodynamic, transport, and kinetic processes in the associated non-equilibrium phenomena occurring in multicomponent reacting and relaxing flows. There are considerable uncertainties and gaps in the input data for the relevant physico-chemical models, some of which are themselves current topics of research in their own right among physical chemists.

Ziel

The objective of this investigation is to develop an axisymmetric N-S code and a boundary layer code for testing physico-chemical models and validating the results against experimental and other numerical data. The aim of the study is also to take part in the ongoing plasma flow studies [1] at the VKI in support of its newly installed 1.2 MW Plasmatron [2] and within the framework of an INTAS-RFBR project (Uni. Bari; CRS4, Cagliari; MSU, MIPT, IPM/RAS, Moscow).

Lösungsweg

An accurate computational algorithm based on an hermitian difference scheme for a flat plate boundary layer [3] was rewritten in C and applied to a diatomic gas boundary layer on an axisymmetric blunt body [4]. The code is structured for easy incorporation of different physico- chemical models to be tested and to interface with the VKI thermodynamic and transport coefficient code PEGASE under development [5].

An existing 2D N-S implicit finite volume code for nonreacting compressible flow is being redesigned with all the above features for model tests as well as predictive computations of multicomponent reacting gas flows around axisymmetric model configurations.

Ergebnis

Computations were carried out using the new axisymmetric boundary layer code for the AGARD B test case [6] defined for a hyperboloid of revolution of semivertex angle = 10° , nose radius = 2.54 cm under free-stream conditions: altitude = 76.20 km, $Ma_\infty = 21.7$, $T_\infty = 195.46$ K, $p_\infty = 2.04$ Pa, $u_\infty = 6.096$ km/s. The wall is isothermal at $T_w = 1000$ K and is fully catalytic to the recombination of atoms in the diatomic gases considered N_2 and O_2 . Some parameter and sensitivity studies were carried out for examining the influence on practically relevant quantities like skin friction and heat flux at the walls and around the thermally critical stagnation point region.

A sample comparison between the results of the boundary layer code [4] for nitrogen (the major constituent of air) and those of [6] for five species air for the heat transfer (Stanton number, St) and skin friction (C_f) is shown in Figure 1(a) and 1(b). Although results for St are qualitatively similar, the systematic underprediction of St for nitrogen in Fig. 1 (a) may be viewed as due to the non-inclusion of the important contribution of oxygen whose atoms recombine at the wall releasing heat at the wall. On the other hand the excellent agreement in skin friction, C_f , seen in Fig. 1 (b) can

be understood from the fact that the oxygen and nitrogen molecules are quite similar as far their viscosity model is concerned and hence nitrogen alone can represent air for computing C_f fairly well.

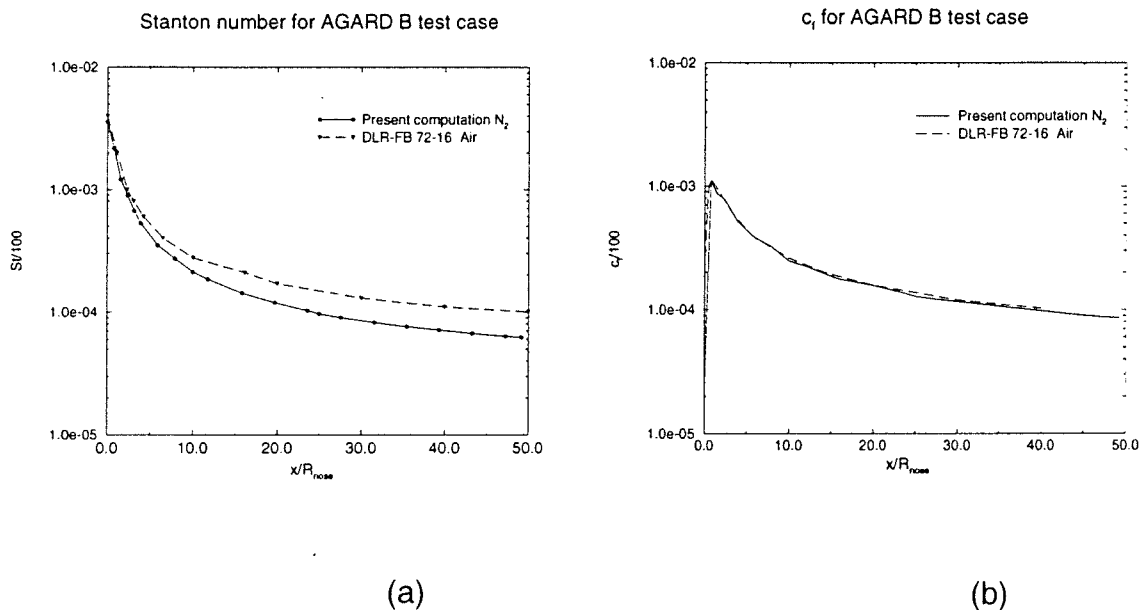


Figure 1. Comparison of two computational results [4, 6] for: (a) heat flux; (b) skin friction.

Literatur

- [1] D. Vanden Abeele et al.: Physico-Chemical Modelling for Computational Studies of High-Temperature Reactive Flows in an Inductive Plasma Windtunnel, in Proc. 15th IMACS World Congress, Vol. 3, *Computational Physics, Chemistry and Biology*, (Editor: A. Sydow), pp. 163-168, Wissenschaft und Technik Verlag, Berlin, 1997
- [2] B. Bottin et al.: Aerothermodynamic Design of an Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, AIAA Paper No. 97-2498, 1997.
- [3] N. Peters: Lösung der Grenzschichtgleichungen für chemisch reagierende Gase mit einem Mehrstellenverfahren, DLR FB-72-58, 1972.
- [4] P. Barbante: Chemically Reacting High Temperature Gas Flow around a Stagnation Point, VKI Project Report 1996-03, 1996.
- [5] B. Bottin: PEGASE: Perfect Gas Equation Solver for Air at Various Pressures and Temperatures, VKI IN 101, 1996.
- [2] D. Straub et al.: Stationäre laminare Hyperschallgrenzschichten um ein Rotationshyperboloid bei thermischem Gleichgewicht der Luft, DLR FB-72-16, 1972.

weiteres Vorgehen

The two codes mentioned will be used for extensive model tests and for validation purposes. A combination of the boundary layer and Euler solutions will be assessed as to the accuracy and cost-effectiveness relative to the full N-S solutions as a guide for further applications.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	Mr. S. Özgen, Prof. G. Degrez, Prof. M. Carbonaro Von Karman Institute for Fluid Dynamics Rhode St. Genese, BELGIUM	

Thema

Stability of Two Layer Flows.

Ausgangssituation

The stability of a system formed by a gas shearing a viscous fluid layer on a wall has attracted considerable interest in the recent years. The practical applications are in coating and lubrication technologies, polymer processing and de-/anti-icing of aircraft wings in winter. Anti-/De-icing fluids are sprayed on aircraft wings to prevent dangerous loss of lift due to ice formation. The residual layers of such fluids may be of either newtonian or non-newtonian character. De-icing fluids are generally newtonian while anti-icing fluids are non-newtonian. Certification of such fluids for industry has been carried out over many years now in the cold wind tunnel at the Von Karman Institute for Fluid Dynamics. Recently basic theoretical studies on the stability characteristics of such liquid layers have been started [1, 2] both to understand the fundamental mechanisms involved and eventually to find ways of controlling the associated instabilities.

Ziel

We consider a Blasius boundary layer flow of a fluid over a denser, more viscous fluid on a flat plate. The parameters here are numerous representing (with upper fluid properties as units): viscosity ratio (m), density ratio (r), thickness of the liquid layer (l) in units of the Blasius length scale of the upper fluid, surface tension (S), gravity (Froude number, F) and also the power-law index of the liquid (n) ($n \neq 1$ for a non-newtonian fluid and $n = 1$ for a newtonian fluid).

The stability of the configuration is governed by an eigenvalue problem with an Orr-Sommerfeld equation for each of the layers together with the boundary conditions at the wall and two-fluid interface. The eigenvalues in a temporal description are the phase speed (C_r), amplification factor (C_i) for a given Reynolds number (R) based on the Blasius length scale and a disturbance wavenumber (α), keeping m , l , F , S and n fixed.

Lösungsweg

The problem is solved by an accurate shooting search method. Asymptotic solutions decaying in the upper (air) layer are used to construct the required linearly independent solutions to set up the general solution of the complex eigenvalue problem for integration towards the wall. Appropriate interfacial conditions are imposed at the two-fluid boundary and a repetitive Gram-Schmidt orthogonalization procedure accompanies the 4th order Runge-Kutta integration in double-precision arithmetic to ensure linear independence of the solutions. Through a preliminary search procedure fairly accurate initial estimates for the eigenvalue parameters are found and starting with two such points the linear stability curves can be mapped out automatically.

Ergebnis

It was found that at given R , α there exist two distinct modes characterised by the large differences in their amplification factor and propagation speeds defining their own stability domains [2] as seen in Fig. 1(a) for a newtonian two-fluid layer (???) with $m = 10$, $l = 0.5$, $r = 1$, $S = 0 = F^{-2}$. The first mode -also called the hard (h) mode- is the classical Tollmien-Schlichting mode found in the hydrodynamic stability theory. The second mode which has amplification factors and phase speeds an order of magnitude smaller than the hard mode is aptly called the soft (s) mode (cf. Fig. 1(b), light lines with lower c_i belong to the soft mode). This mode is absent in the single layer stability

problem and only appears in the presence of a viscosity stratification between the two fluids, an interfacial phenomenon first studied by Yih in 1967. We notice from Fig. 1(b) that as the power-law character of the liquid increases (decreasing n) the soft mode becomes less pronounced. Moreover the amplification factors of the hard mode become smaller. Another noteworthy feature is that the stable subdomain which is present with the newtonian liquid ($n = 1$) at wavenumbers around 1.0 is destabilized for power-law liquids ($n \neq 1$).

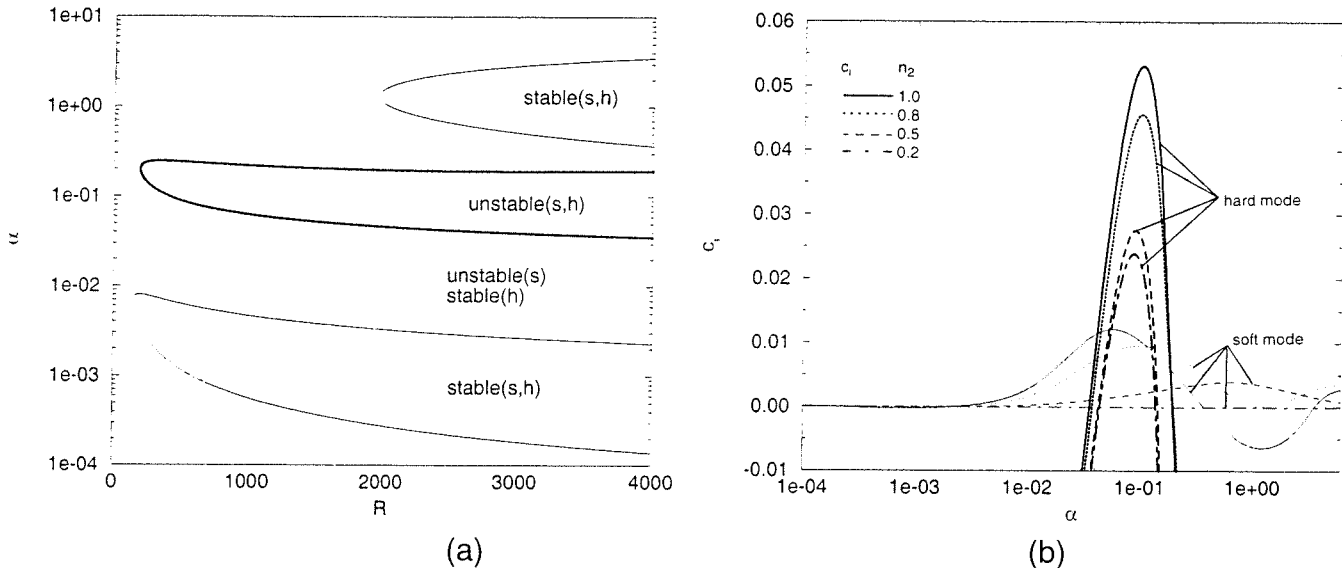


Figure 1. Two-fluid boundary layer stability ($m = 10$, $l = 0.5$, $r = 1$, $S = 0 = F^{-2}$):

(a) Domains of stability for different modes in a newtonian two-layer flow ($n_{1,2} = 1$), (b) Growth rate factors C_i for different wave numbers α at a high $R = 4000$ for the hard and soft modes at different power-law index values n_2 for the lower liquid layer, with upper (air) layer newtonian ($n_1 = 1$).

It is interesting to note that, as a spin-off from the present studies, the value of $C_{i,max}$ for the single Blasius boundary layer can now be confirmed as **0.02395** [1] (checked quantitatively using spectral methods and qualitatively as well by noting that the amplification curves even at $C_i = 0.02+$ do not collapse to a point but still enclose a finite area accommodating higher C_i loops) rather than the often cited value **0.0196** of Obremski et al. [3]. The difference is clearly significant.

Literatur

- [1] S. Özgen, G. S. R. Sarma: Stability of Parallel Non-Newtonian Flows, ZAMM, Vol. 77, Supplement 1, pp. S249-250, 1997.
- [2] O. Rumberg, G. S. R. Sarma: Two-Layer Flow Instability, ZAMM, Vol. 77, Supplement 2, pp. S661-662, 1997.
- [3] H. J. Obremski et al., : A Portfolio of Stability Characteristics of Incompressible Boundary Layers, AGARDograph 134, March 1969, p. 52, Fig. 13j. **weiteres Vorgehen**

The linear stability codes mentioned are being used for extensive parameter studies and possible extensions will be considered for comparisons with careful experiments under way. Earlier experimental database has indicated significant differences in the wave-patterns between the newtonian and non-newtonian liquids. Also the turbulence in the air layer is an important factor as confirmed by additional computations. The present studies, theory & experiment, promise to throw light at least on some aspects of the admittedly complex, multifaceted problem of wave-formation on liquid layers, an ubiquitous phenomenon of practical interest.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	G. S. R. Sarma	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2412 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	Mr. B. Bottin, Mr. D. Vanden Abeele, Prof. Dr. G. Degrez, Prof. M. Carbonaro Von Karman Institute for Fluid Dynamics Rhode St. Genese, BELGIUM	

Thema

Thermodynamic and Transport Coefficient Modelling for the Computation of High- Temperature Flows.

Ausgangssituation

Reliable CFD is an indispensable tool for a successful design of future hypersonic vehicles in view of the limitations for ground-simulation of the relevant flows and the high cost involved in flight simulations. However, the ongoing development of CFD in this context needs an accurate modelling of the thermodynamic, transport, and kinetic processes in the associated non-equilibrium phenomena occurring in multicomponent reacting and relaxing flows. There are considerable uncertainties and gaps in the input data for the relevant physico-chemical models, some of which are themselves current topics of research in their own right among physical chemists.

Ziel

The objective of this investigation is to assist CFD developments by providing updated routines for thermodynamic, transport and reaction kinetic databases. The aim of the study is also to take part in the ongoing plasma flow studies [1] at the VKI in support of its newly installed 1.2 MW Plasmatron [2] and within the framework of an INTAS-RFBR project (Uni. Bari; CRS4, Cagliari; MSU, MIPT, IPM (RAS), Moscow).

Lösungsweg

A user-friendly Fortran90 code PEGASE [3,4] for computing thermodynamic and transport coefficients has been under development at VKI. It is set up for easy incorporation into N-S and boundary layer codes for analyzing high-temperature reacting flows with arbitrary number of species in the gaseous mixtures. Individual species properties are obtained from statistical thermodynamics. Transport coefficients are obtained from appropriate collision integrals from the literature and simplified formulas have also been tested [5].

Ergebnis

Figure 1 shows the PEGASE results on the equilibrium composition of a 13-species air at a low pressure 5 hPa (typical of VKI Plasmatron). Fig. 1(a) shows the major components and Fig. 1(b) the minor ones. It is found that the present results are within 1% of standard reference values whereas curve fits from the literature in use give only about 5% accuracy [1, 4].

Figure 2(a), (b) show a comparison of PEGASE results with experimentally measured data at one atmosphere for viscosity of 3-species argon and electrical conductivity of 11-species air. The quantitative agreement is well within the stated experimental error band and is also found to be quite good with other computational results in the literature [5].

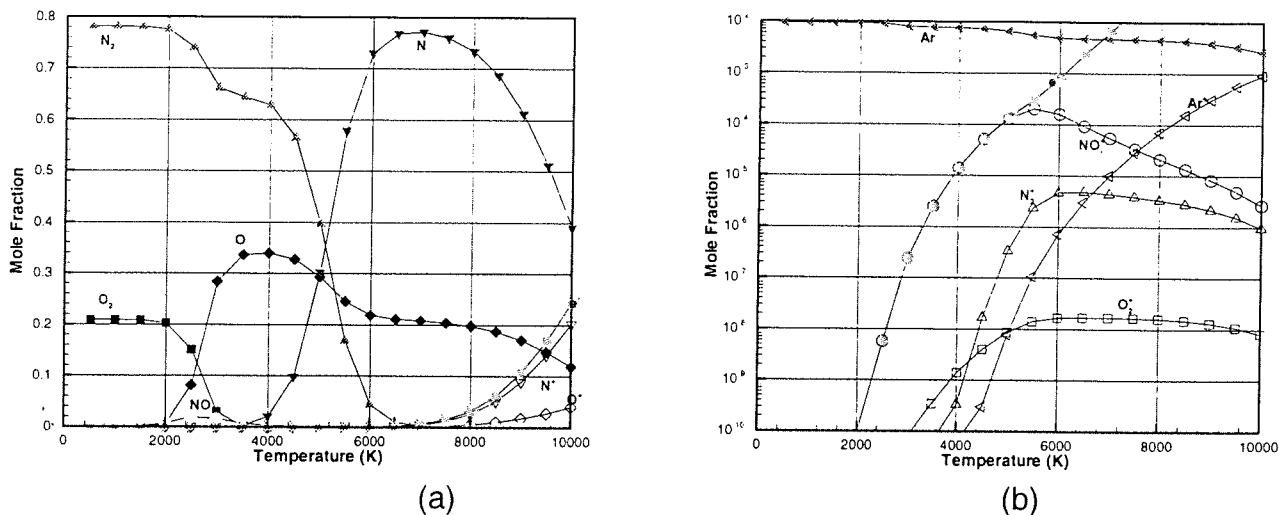


Figure 1. Composition of 13-species air at 5 hPa: (a) Major components; (b) Minor components.

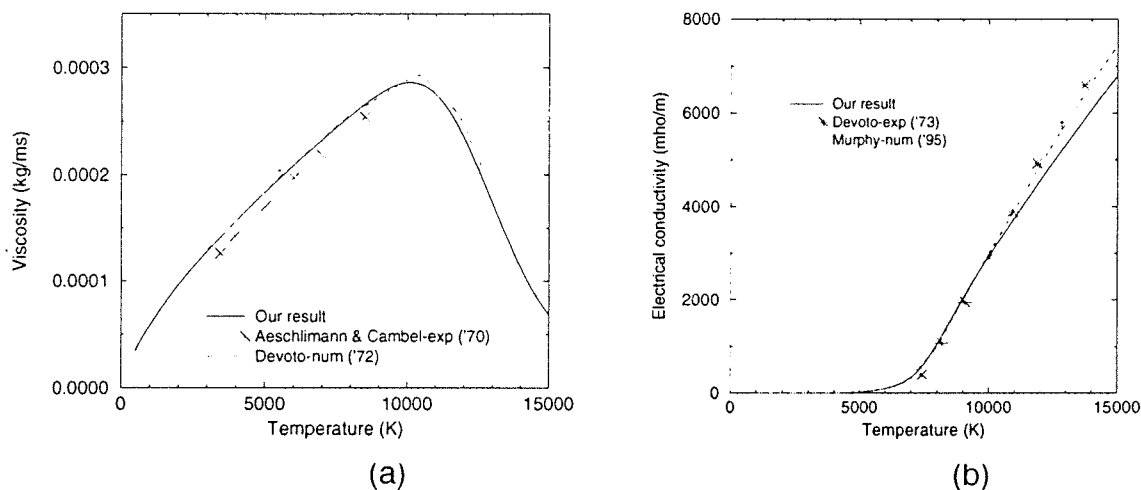


Figure 2. Comparison of PEGASE results and experimental data at 1 atmosphere: (a) Viscosity of argon ; (b) Electrical conductivity of air.

Literatur

- [1] D. Vanden Abeele et al.: Physico-Chemical Modelling for Computational Studies of High-Temperature Reactive Flows in an Inductive Plasma Windtunnel, in Proc. 15th IMACS World Congress, Vol. 3, *Computational Physics, Chemistry and Biology*, (Editor: A. Sydow), pp. 163-168, Wissenschaft and Technik Verlag, Berlin, 1997
- [2] B. Bottin et al.: Aerothermodynamic Design of an Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, AIAA Paper No. 97-2498, 1997.
- [3] B. Bottin: PEGASE: Perfect Gas Equation Solver for Air at Various Pressures and Temperatures, VKI IN 101, 1996.
- [4] B. Bottin: Computation of Thermodynamic Properties of Arbitrary Perfect Gas Mixtures at Low Pressures and High Temperatures, VKI Technical Note 195, 1997.
- [5] D. Vanden Abeele: Computation of Transport Coefficients of Air under Slight Deviations from Equilibrium, VKI IN 102, 1996.

weiteres Vorgehen

Depending on the experimental conditions during the calibration and utilization phase of the VKI Plasmatron further comprehensive databases will be generated using PEGASE and its extensions. Since some of the collision integral data used in the transport coefficient evaluations are quite old it is envisaged to update them by ab initio calculations starting from suitable molecular interaction potentials.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechspartner	Martin Schnieder, Georg Eitelberg*, Walter H. Beck		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik (*ab 3/98 DNW)		
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon Telefax Email	0551 709 2858/2470 0551 709 2870 martin.schnieder@dlr.de walter.beck@dlr.de
Weitere Partner	ESA		
Thema	Der Einfluß der Stickstoffdissoziation auf die Wechselwirkung zwischen zwei ebenen Stoßwellen in Hyperschallströmungen hoher Enthalpie gemessen im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG).		
Ausgangssituation	Die Wechselwirkung einer schwachen mit einer starken Stoßwelle kann zu extremen Druck- und Wärmestromlasten auf einem wiedereintretenden Raumfahrzeugkörper führen. Für Strömungen niedriger Enthalpie ist dieses Phänomen untersucht worden. Das Idealgasmodell sagt einen erhöhten Wärmestrom für steigende Machzahlen und ein sinkendes Verhältnis der spezifischen Wärmen voraus, wie es bei Strömungen hoher Enthalpie zu erwarten ist. Dieses Phänomen wurde bisher für Hochenthalpieströmungen hoher Machzahl experimentell kaum untersucht.		
Ziel	Mit Hilfe der einfachen Modellgeometrie soll das Phänomen im HEG untersucht werden.		
Lösungsweg	Zur Untersuchung des Einflusses endlicher Reaktionsgeschwindigkeiten werden mit einem Windkanalmodell, welches aus einem keilförmigen Stoßerzeuger und einem quer zur Strömungsrichtung angeordneten Zylinder besteht, Versuche im HEG durchgeführt. Die aus den Wechselwirkungen resultierenden Wärmestrom- und Drucklasten werden gemessen; das Strömungsfeld mittels Schlieren und holographischer Interferometrie sichtbar gemacht.		
Ergebnisse	Die Messungen am HEG wurden durchgeführt. Für HEG Versuchsbedingung I in Luft (Reservoirenthalpie: 20.4 MJ/kg, Reservoirdruck: 38.6 Mpa, Geschw. der freien Anströmung (∞) : 5700 m/sec, Dichte _∞ : 0.00219 kg/m ³ , Machzahl _∞ : 9.2, Temperatur _∞ : 797 K) ergab sich ein mit dem Zustand der ungestörten Zylinderströmung normalisierter Druck von $p_{\max} / p_{\text{zyl}} = 10.9$ und ein Wärmestrom von $q_{\max} / q_{\text{zyl}} = 27.1$. Weitere Versuche befinden sich im Prozess der Auswertung.		
Literatur	[1] B. Edney. Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock. FFA Report 115, Aeronautical Research Inst. Sweden, 1968. [2] S. R. Sanderson. Shock wave interaction in hypervelocity flow. PhD thesis, GALTIC Caltech, USA, 1995. [3] M. Carl, V. Hannemann and G. Eitelberg. Shock/shock interaction experiments in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen. AIAA Paper, (98-0775), Reno, 1998.		
Weiteres Vorgehen	Auswertung der gewonnenen Ergebnisse. Weitere Versuche.		
Datum	März, 1998.		

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher,
Dipl.-Ing. R. Mümmeler

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** 089 / 6004 2384
D-85577 Neubiberg **Telefax:** 089 / 6004 4092
e-mail: werner.staudacher@unibw-muenchen.de

Weitere Partner

Thema Untersuchungen zur Klappenwirksamkeit im Überschall

Ausgangssituation

Für die Auslegung der aerodynamischen Steuerung geflügelter Überschall / Hyperschall-Fluggeräte ist die Kenntnis der Abnahme der Klappenwirksamkeit als Funktion von Ausschlagwinkel und Machzahl bzw. Reynoldszahl von außerordentlicher Bedeutung. Durch die Vorverlagerung eines Teils des Druckberges im Klappenknie wird nur ein Teil des Normalkraftverlustes, der an der Klappe selbst auftritt, wettgemacht. Die Verlagerung des Angriffspunktes und die Reduktion der resultierenden Normalkraft (im Vergleich zum theoretischen Wert) bewirkt zusätzlich eine Minderung sowohl des Gesamtmomentes, als auch des Rückstellmoments (Klappenscharniermoment).

Ziel

Darstellung der Abnahme der Klappenwirksamkeit als Funktion der Machzahl und des Ausschlagwinkels. Da es sich bei den stoßinduzierten Ablösungen um Squeeze-Off-Ablösungen handelt, wird auch der Einfluß der Reynoldszahl berücksichtigt. Die Arbeiten verstehen sich als eine Fortsetzung der bisher durchgeführten Untersuchungen und erweitern das Verständnis der Rampenströmung durch gezielten Einsatz ergänzender Meßmethoden.

Lösungsweg

Die Untersuchungen wurden an einem Anlaufblech, dessen Länge von der scharfen Vorderkante bis zum Rampenknicke ("Klappenscharnier") 1265 mm beträgt, und einer anschließenden variablen Rampe (Klappentiefe 90 mm) ausgeführt. Der Vorteil der Anordnung ist neben dem verstellbaren Klappenausschlagswinkel die hohe Lauflänge und damit entsprechend große lokale Reynoldszahlen. Es werden Parametervariationen bezüglich der Machzahl M_∞ (1.9 bis 2.9), der Reynoldszahl ($30 \cdot 10^6$ bis $41 \cdot 10^6$ [1/m]) und des Klappenausschlagswinkels ($8^\circ, 16^\circ, 24^\circ$) durchgeführt. Die Meßmethoden bestanden größtenteils aus Druckmessungen ergänzt durch LDA-Messungen und Schlierenoptikaufnahmen.

Ergebnis

Vom 8-Grad zum 16-Grad-Fall (Abb. 1) ist zunächst ein Anstieg des Gradienten $(c_{mn})_H$ zu beobachten, gefolgt von einem Abfall beim 24-Grad-Fall, der nahezu über den gesamten betrachteten Machzahlbereich beibehalten wird. Auffällig ist, wie sich die Abhängigkeit von $(c_{mn})_H$ über die Machzahl ändert. Während beim 8-Grad und 16-Grad-Fall negative, nahezu identische Gradienten dc_{mn}/dM beobachtet werden konnten, besteht beim 24-Grad-Fall nur eine geringe Machzahl-Abhängigkeit.

In Abb. 2 ist die prozentuale Differenz an Klappenwirksamkeit zwischen Messung und Theorie für den 24-Grad-Ausschlag dargestellt. Die Differenz zur Theorie beim Gesamtmomentengradienten bleibt über einen weiten Machzahl- (Totaldruckverlust-) Bereich konstant und liegt bei etwa 15 %. Bezüglich des Scharniermomentengradienten ist eine stärkere Machzahlabhängigkeit zu beobachten. Bei niedrigen Totaldruckverlusten liegt die Wirksamkeitsminderung bei ca. 30 %, bei den höheren Totaldruckverlusten bei etwa 15 %. Offensichtlich sind die zähigkeitsbedingten Auswirkungen (Ablösung und unvollständige Kompression an der Rampe) zwar von Anfang an groß, verlieren aber in Relation zur $\sim 1/\sqrt{(M^2-1)}$ -Abnahme von c_p mit zunehmender Machzahl an Bedeutung. Somit läßt sich festhalten, daß hier scheinbar zwei entgegengesetzte Mechanismen wirken: bei geringen Machzahlen sind es die viskosen Effekte, bei hohen Machzahlen der Verlust an c_p , die den Abfall an Klappenwirksamkeit hervorrufen.

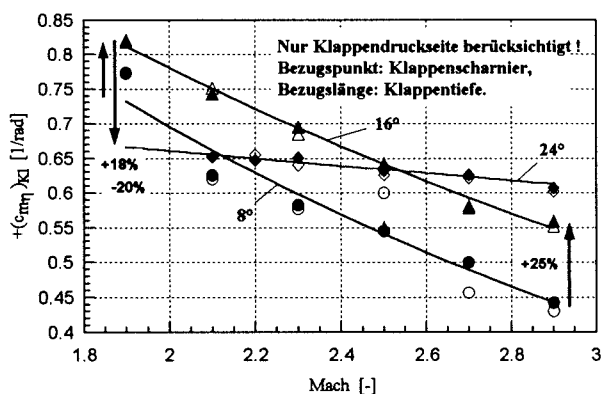


Abb. 1: Gradient des Scharniermoments in Abhängigkeit von Machzahl und Klappenausschlag

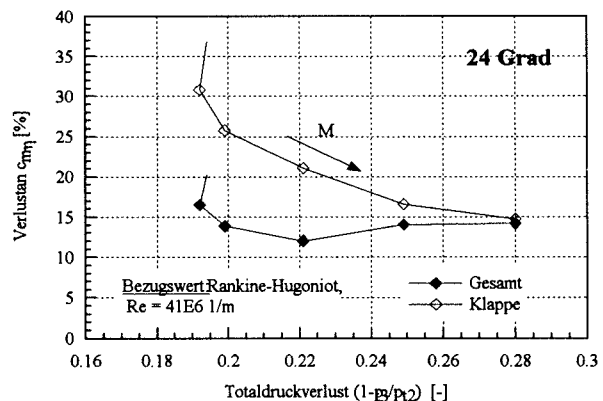


Abb. 2: Verlust von Klappenwirksamkeit bei 24-Grad Klappenausschlag

Literatur

- [1] Reisinger, D.: Experimentelle Untersuchungen zur stoßinduzierten Ablösung an zweidimensionalen Rampen im Überschall, Dissertation, Universität der Bundeswehr München, Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, 1997

Weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen sollen durch eine Änderung der Reynoldszahl nicht über den Totaldruck, sondern über die Lauflänge des Anlaufbleches vertieft werden.

Datum 18.03.98

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dipl.-Ing. V. Störkmann; Prof. Dr.-Ing. H. Olivier

Institution RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse Templergraben 55 Telefon 0241 / 806401
52056 Aachen Telefax 0241 / 8888 175
e-mail olivier@swl.rwth-aachen.de

weitere Partner

Thema Kraftmessungen an der ELAC Ia Konfiguration im
Stoßwellenkanal

Ausgangssituation

Am Stoßwellenlabor ist eine speziell für die Anforderungen im Stoßwellenkanal konzipierte 6-Komponentenwaage entwickelt worden, mit der auch an der ELAC Ia Konfiguration die aerodynamischen Beiwerte bestimmt werden sollen. Bedingt durch die niedrige Bauhöhe des Modells im Maßstab 1:240 von nur 22mm kann die Waage jedoch nicht wie sonst üblich in das Modell eingebaut werden. Das führt zu Problemen mit der im Stoßwellenkanal kurzen Meßzeit.

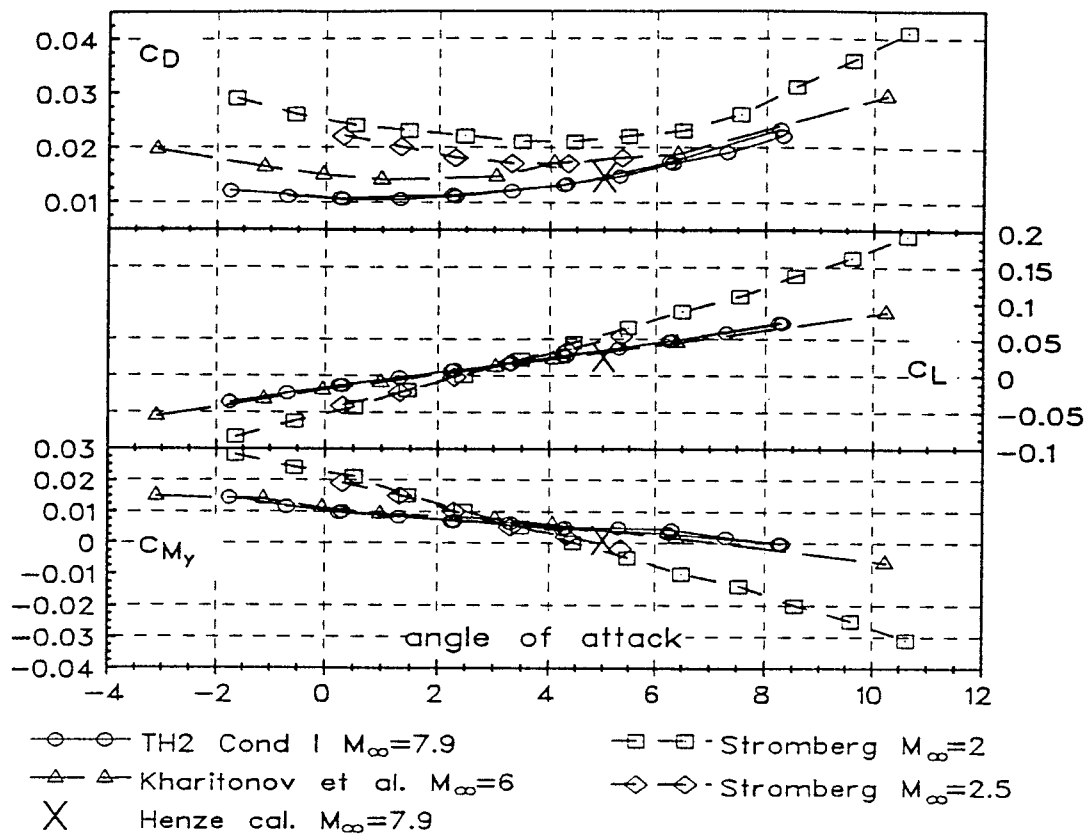
Ziel

Bereitstellung von aerodynamischen Beiwerten für die ELAC Ia Konfiguration bei einer Anströmmachzahl von 7,5.

Lösungsweg

Die kurze Meßzeit von etwa 8-9 ms erfordert eine möglichst hohe Frequenz der niedrigsten Eigenschwingung des Modells an der Waage. Um dieses Ziel zu erreichen, wird ein Modell aus kohlefaserverstärktem Kunststoff gefertigt. Das hohle Modell hat einen integrierten Heckstiel, der in einem Konus zur Waagenaufnahme endet und wiegt komplett 220g. Die niedrigste Eigenfrequenz beträgt an der Waage 140Hz. Die kürzest mögliche Meßzeit liegt also bei etwa 7.2ms. In diesem Grenzfall liegt eine Vollschrwingung des Modells innerhalb des Meßfensters und mit einem geeigneten Mittelungsprozeß kann der aerodynamische Anteil des Signals ermittelt werden.

Ergebnis



Die ermittelten Beiwerte sind in dem oben stehenden Bild mit Daten aus anderen Windkanälen verglichen. Die Versuchsbedingungen unterscheiden sich in der Anströmmachzahl und der Reynoldzahl. Der Widerstandsbeiwert zeigt einen Abfall mit steigender Machzahl, ebenso der Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert. Das Ergebnis aus dem Stoßwellenkanal TH2 zeigt eine gute Übereinstimmung mit einer Rechnung von Henze bei gleicher Versuchsbedingung. Wie im Experiment ist hier die Umströmung des ELAC laminar, während die Strömungen der Vergleichsexperimente teilweise turbulent sind und so den Widerstandsbeiwert erhöhen.

Literatur

- (1) Henze A, Hänel D, Krause E (1993).
Supersonic and hypersonic flow computations for the research configuration ELAC I and comparison to experimental data. *Journal of Flight Sciences and Space Research* 17: 90--98.
- (2) Kharitonov A, Brodetsky M, Krause E, Jacobs M (1996).
An experimental investigation of ELAC I model at supersonic speeds.
Interner Bericht A-96-10, SFB 253, RWTH Aachen.
- (3) Stromberg A (1994).
Experimentelle Untersuchungen an der Hyperschallkonfiguration ELAC I bei Unter- und Überschallanströmung. Dissertation, RWTH Aachen.

weiteres Vorgehen

Das Modell kann mit Klappen versehen werden, um deren Wirkung auf Nick- und Rollmoment bei Mach 7.5 zu ermitteln.

Datum 27August 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Hyperschall**

Ansprechpartner K. Triesch

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik, Windkanäle Köln-Porz

Adresse Linder Höhe, D-51147 Köln **Telefon:** 02203 / 601-2410
Telefax: 02203 / 601-2410
e-mail: Klaus.Triesch@dlr.de

weitere Partner DASA LMLE 3, Sonderforschungsbereich 253

Thema

Ebene Hyperschalleinläufe S02A und S02D (Variation der Absaugekonfiguration bei der Auslegungsmachzahl 5,3)

Ausgangssituation

Stauantriebe für Raumtransporter fordern Einläufe, die über einen weiten Machzahlbereich gute Leistungen bringen. Für Einläufe hoher Innenverdichtung und variabler Geometrie liegen nur unzureichende Meßergebnisse vor.

Ziel

Entwicklung eines Einlaufes, der in dem Machzahlbereich zwischen 2,5 und 5,3 mit gutem Wirkungsgrad betrieben werden kann.

Bestimmung des Einflusses der Grenzschichtabsaugung auf das Einlaufverhalten.

Lösungsweg

Messung von Druckrückgewinn und Durchsatz im gesamten Bereich der Triebwerkscharakteristik bei der Auslegungsmachzahl 5,3 („shock-on-lip“).

Die zwei Modelle S02A und S02D wurden mit $100 \times 100 \text{ mm}^2$ Auffangquerschnitt ausgelegt, hergestellt und im Windkanal H2K getestet. Gegenüber dem Basiseinlauf S02A, bei dem großer Wert auf geringe Druckgradienten gelegt worden war, wurde beim Einlauf S02D zur Widerstandsverringerung der Innenkompressionsteil verkürzt und die Haube abgeflacht. Die Rampen konnten zum Aufbau der Innenströmung verstellt werden.

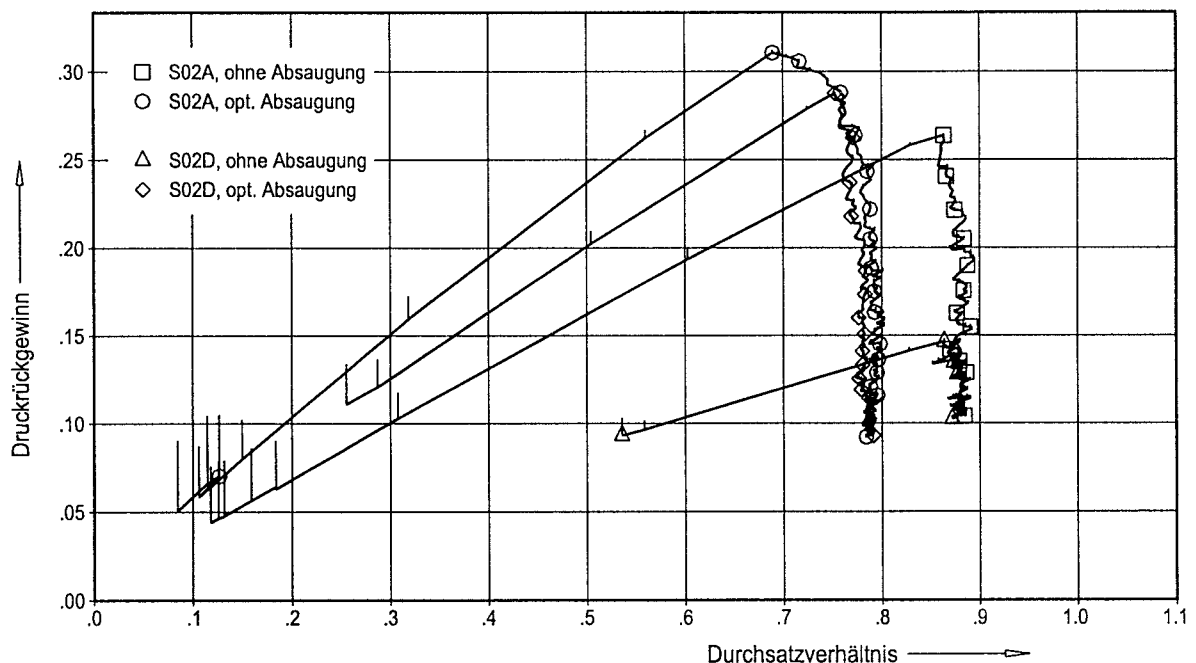
Die experimentellen Arbeiten wurden durch Rechnungen der reibungsbehafteten Einlaufströmung ergänzt, die im Rahmen einer Kooperation mit dem Sonderforschungsbereich SFB 253 durchgeführt wurden.

AG STAB

Ergebnis

Es hat sich gezeigt, daß bei S02A mit einer Absaugerate von knapp 10% eine Erhöhung des Druckrückgewinns von 5% möglich ist. Wegen der hohen Innenkompression ist der Einlauf S02D ohne Grenzschichtabsaugung nicht verwendbar. Mit einer optimierten Absaugung von 10% sind bei S02D ähnliche Leistungen wie beim Basis-einlauf S02A zu erzielen.

Das eingesetzte numerische Verfahren zeigt im Detail, wo aufdickende Grenzschicht zur Ablösung neigt und abgesaugt werden muß.



Einfluß der Absaugung auf Druckrückgewinn und Durchsatzverhältnis der Einläufe S02A und S02D bei der Anströmmachzahl 5,3

Literatur

Triesch, K.; *Ebene Hyperschalleinläufe S02A und S02D (Variation der Absaugekonfiguration bei der Auslegungsmachzahl 5,3)*. DLR IB-39113-98C01, Januar 1998.

Wepler, U.; *Numerische Simulation eines Hyperschalleinlaufes*. Diplomarbeit D 97-2, Institut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen der RWTH Aachen, April 1997.

weiteres Vorgehen

Es ist geplant, mit ausgesuchten Absaugekonfigurationen weitere Untersuchungen im Machzahlbereich zwischen 2,5 und 7 durchzuführen. Details der Arbeiten werden im Rahmen einer Kooperation zwischen DLR und ONERA abgestimmt.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechspartner	Ole Trinks, Dr. Walter H. Beck
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstr. 10, Telefon 0551 709 2440 / 2470 37073 Göttingen Telefax 0551 709 2830 / 2870 E-mail: ole.trinks@dlr.de / walter.beck@dlr.de
Thema	Zeitaufgelöste Messung von Geschwindigkeit und Temperatur zwecks Charakterisierung der freien Anströmung des Hochenthalpiekanals Göttingen, HEG.
Ausgangssituation	Der Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) dient zur Untersuchung der Strömungsphänomene, die insbesondere beim Wiedereintritt eines Flugkörpers in die Erdatmosphäre auftreten. Für die Übertragung der Meßdaten auf Freiflugbedingungen ist eine genaue Kenntnis der physikalischen und chemischen Zusammensetzung des HEG-Testgases erforderlich. Hierbei stellen die extremen Versuchsbedingungen (u.a. Temperaturen bis 10.000 K vor Stößen und Meßzeiten unter 1 ms) besondere Anforderungen an die eingesetzte Meßtechniken. Am HEG werden zur Zeit Pitotdruck, statischer Druck und Wärmeübergang am Staupunkt auf dem Modell gemessen; Gastemperatur und Geschwindigkeit muß numerisch bestimmt werden und ist mit hohen Unsicherheiten behaftet.
Ziel	Die zeitliche Entwicklung von Gastemperatur und Strömungsgeschwindigkeit der freien Anströmung des HEG soll durch Anwendung der Absorptionsspektroskopie mit einer Laserdiode bestimmt werden.
Lösungsweg	Es wurde die Absorptionsspektroskopie am D ₂ -Resonanzübergang des Rubidiumatoms ($\lambda_0=780,2$ nm) in der freien Anströmung des HEG angewandt; das Rubidium gelangte zuvor durch Impfung mit $RbNO_3$ (2-3 μ g) in das Testgas. Der D ₂ -Resonanzübergang konnte mit einer im Sichtbaren emittierenden GaAlAs-Laserdiode angeregt werden. Dazu wurde der Laser mit einer Wiederholfrequenz von 20 kHz über die Rb-Resonanzstelle spektral durchgestimmt. Bei den Messungen durchlief simultan ein Laserstrahl orthogonal und unter 53° bzgl. der Strömungsrichtung das Testgas. Über die Profilform und Dopplerverschiebung der detektierten Absorptionsspektren konnte im Zeitabstand von 50 μ s Translationstemperatur und Strömungsgeschwindigkeit der Analytate bestimmt und auf entsprechende Werte des Testgases rückgeschlossen werden.
Ergebnis	Absorptionsmessungen wurden bei verschiedenen HEG-Strömungsbedingungen mit Enthalpien zwischen $h_0 = 10,8\text{--}22,3$ MJ/kg durchgeführt; des Weiteren wurde der Einfluß eines Modells auf Temperatur und Geschwindigkeit der freien Anströmung untersucht. In Bild 1 ist die zeitliche Entwicklung der Geschwindigkeit und Gastemperatur dargestellt; zusätzlich ist der Pitotdruck gezeigt. Die Testströmung wurde in dem Zeitintervall zwischen 5,8–6,2 ms nach Stoßregistration (Trigger)

festgelegt. Die numerisch bestimmten Werte (STUB) sind für das Meßfenster eingetragen; die gemessenen Werte um 930 K bzw. 6000 m/s weisen hierzu eine gute Übereinstimmung auf. Messungen wurden mit eingebautem Modell (Meßrechen) sowie in der freien Meßkammer durchgeführt. Bei eingebautem Rechen weist die Strömung eine höhere Gastemperatur und geringere Geschwindigkeit auf, verursacht durch den Bugstoß vor dem Modell. Für quantitative Aussagen müssen jedoch genauere Untersuchungen durchgeführt werden. Die Messungen zeigen, daß das Meßprinzip der Rb-Absorptionsspektroskopie zuverlässig Geschwindigkeiten liefert; Temperaturen sind mit höheren Unsicherheiten behaftet. Für die Geschwindigkeit wurde ein Fehler von $\pm 5\%$ und für die Temperatur von $\pm 20\%$ angenommen; in Bild 1 sind diese als Balken eingetragen. Im Ganzen lagen die Meßwerte bei anderen HEG-Versuchsbedingungen in einem Bereich zwischen 900-1400 K bzw. 3900-6200 m/s [1].

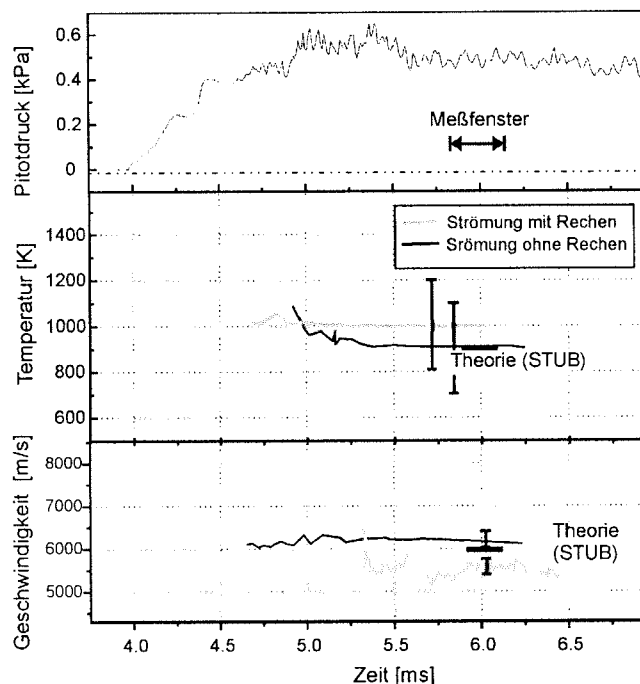


Bild 1: Zeitliche Entwicklung von Pitotdruck, Gastemperatur und Strömungsgeschwindigkeit mit und ohne eingebautem Meßrechen (HEG-Cond. I).

Literatur

[1] O. Trinks: *Diodenlaser-Absorptionsspektroskopie am atomaren Rubidium im Hochenthalpiekanal HEG zur Bestimmung der Strömungsgeschwindigkeit und Gastemperatur*, Interner DLR-Bericht DLR-IB 223-97 A 31; (Göttingen, 1997).

Weiteres Vorgehen

Basierend auf dem Meßprinzip der Absorptionsspektroskopie am D₂-Resonanzübergang des Rubidiumatoms wird zur Zeit eine Sonde für den permanenten Einsatz im HEG konstruiert. Des Weiteren wird der Einsatz der Meßtechnik in Gasströmungen von Triebwerkstrahlen und Turbinen erwägt.

Datum

März 1998

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

M. Wollenhaupt, J. Jourdan, J. Scholz, S. Hartung, W. H. Beck

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstr. 10,
37073 Göttingen

Telefon
Telefax
Email

0551 7092883
0551 7092870
Matthias.Wollenhaupt@dlr.de

Weitere Partner

Thema

Spektral- und räumlich aufgelöste LIF Messungen am HEG und in einer Testzelle

Ausgangssituation

Der HEG liefert Gaszustände, die sich nicht im chemischen Gleichgewicht befinden. Rechnungen [1] besagen, daß sich auch die Vibrationstemperatur und die Rotationstemperatur nicht im Gleichgewicht befinden.

Ziel

Ziel der Untersuchungen ist die Anwendung der laserinduzierten Fluoreszenz zur Charakterisierung des Strömungsfeldes im Bereich der freien Anströmung und um Modelle im HEG.

Lösungsweg

Es wurden spektroskopische Untersuchungen am HEG und in einer heizbaren mit NO-Gas gefüllten Zelle durchgeführt. Mit Hilfe einer zweiten heizbaren Zelle wurde die Zwei-Linien-Thermometrie mit simultaner Referenzmessung getestet. Untersucht wurden die für Impulsanlagen wie den HEG entscheidenden Schwankungen der Einzelmessung sowie systematische Fehler der Temperaturbestimmung aus Fluoreszenzverhältnissen.

Ferner wurden Fluoreszenzspektren des NO-Moleküls nach Anregung der am HEG verwendeten Übergänge $\epsilon(0,1) R_{21}(17.5)$ und $\epsilon(0,1) R_{22}(27.5)$ als Funktion der Temperatur (600 bis 1200 K) und der NO-Dichte 10^{15} bis 10^{17} cm^{-3} untersucht.

Ergebnis

Es wurde gezeigt, daß die gleichzeitige Messung der NO-Fluoreszenz in einer zweiten Zelle gegenüber der Energiemessung das effektivere Verfahren zur Korrektur der Einzelpulsschwankungen darstellt. Dadurch wurde nachgewiesen, daß neben Intensitätsschwankungen auch spektrale Schwankungen des Lasers eine wesentliche Ursache für den Fehler der Einzelpulsmessung sind. Mit Hilfe der simultanen Referenzmessung kann die Schwankung der Einzelmessung auf ein Viertel gegenüber den

unkorrigierten Werten reduziert und dadurch der Fehler der Einzelpulstemperaturmessung vermindert werden [2]

Die Analyse der Fluoreszenzspektren zeigte, daß die Temperatur- und Dichteabhängigkeit der Fluoreszenzspektren durch Fluoreszenzlöschung, Fluoreszenzreabsorption und Energietransfer $D^2\Sigma^+ \rightarrow A^2\Sigma^+$ hervorgerufen wird. Insbesondere wurden *unterschiedliche* Energietransferraten $D^2\Sigma^+ \rightarrow A^2\Sigma^+$ für beide Anregungslinien beobachtet und auf den bisher nicht betrachteten Energietransfer durch verstärkte spontane Emission (ASE) innerhalb angeregter Zustände zurückgeführt. Bei hohen Dichten wird das Fluoreszenzverhältnis durch Absorption des Laserstrahls verfälscht.

Durch Anwendung der Zwei-Linien-Thermometrie am HEG wurden Rotationstemperaturen der freien Anströmung gemessen. Sättigung der NO-Übergänge und die geringe Transmission des Lasers durch die Strömung des HEG wurden als entscheidende Größen für die gemessene Intensität der Fluoreszenz nachgewiesen. Die Lasertransmission besitzt eine starke Abhängigkeit von der HEG-Versuchsbedingung und dem Meßzeitpunkt innerhalb der Strömungsentwicklung. Deshalb sind LIF-Messungen nur zu frühen Zeitpunkten der Strömungsentwicklung möglich.

Zur Bestimmung der Vibrationstemperatur der freien Anströmung wurde ein Doppelanregungsverfahren entwickelt und in einer Zelle kalibriert. Die Messung in der freien Anströmung des HEG zeigte, daß unter der Voraussetzung einer Boltzmann-Verteilung der Rotationszustände, Vibrations- und Rotationstemperatur nahe dem Gleichgewicht sind. Versuche im HEG an einem Zylinder und einer Kugel wurden genutzt, um LIF-Verfahren zu entwickeln, die es erlauben, Fluoreszenzsignale im Bereich hinter einem stark strahlenden Bugstoß nachzuweisen. Durch Kombination geeigneter Versuchsparameter (angepaßtes Modell und HEG-Versuchsbedingung, Anregung einer Liniengruppe, Fluoreszenznachweis mit kürzestmöglichem Gate und Vermeidung der Sättigung durch Strahlaufweitung) konnte die erste erfolgreiche Anwendung der LIF-Methode im Staubereich einer Hochenthalpieströmung demonstriert werden.

Literatur

- [1] Hannemann, K.: „Computation of the Flow in Hypersonic Windtunnel Nozzles“; DLR-IB 223-95 A 47, Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, Göttingen, 1995
- [2] Wollenhaupt, M., Rosenhauer, M., Müller, T., Jourdan, J., Scholz, J., Hartung, S., Beck, W.H.: „NO laser-induced fluorescence studies for the application of single-shot two-line thermometry to HEG“; 21st International Symposium on Shock Waves, Great Keppel Island, Australia 1997

Weiteres Vorgehen

Tests zur Simulation des HEG Meßaufbaus in einer Zelle sollen die neu entwickelten Strategien zur Temperaturmessung mit defokussierten Laserstrahlen, geeignetem spektralen Nachweisbereich und Anwendung der zweiten Referenzzelle bei HEG-ähnlichen Gaszuständen validieren.

Datum

März, 1998

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Projektgruppe		
Ansprechpartner	V. Bader, Dr. F.-R. Grosche	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstrasse 10	Telefon 0551-709-2237
	37073 Göttingen	Telefax 0551-709-2829
		e-Mail viktor.bader@dlr.de
weitere Partner	Prof. Dr. H. Eckelmann (Universität Göttingen)	
Thema	<i>Steuerung der Vorderkantenablösung an einem Tragflügelprofil mittels interner Schallanregung</i>	

Ausgangssituation

Oberhalb eines kritischen Anstellwinkels löst sich die Strömung um ein Tragflügelprofil an der Vorderkante ab und legt sich später auch nicht mehr auf die Flügeloberfläche an. Damit verbunden ist ein drastischer Abfall des Auftriebes. Vorangehende Arbeiten [1] zeigten, daß mittels externer oder interner periodischer Schallanregung der kritische Anstellwinkel und der maximale Unterdruck auf der Profiloberfläche vergrößert werden konnte.

Ziel

Es sollte mittels interner periodischer Schallanregung durch Öffnungen nahe der Profilverderkante die vollständig abgelöste Strömung wieder zum Anlegen gebracht werden. Der Anregungsmechanismus sollte optimiert und der physikalische Hintergrund (Anregung freier Scherschichten) geklärt werden.

Lösungsweg

Umfangreiche experimentelle Untersuchungen zur Beeinflussung der Strömungsablösung wurden bei hohen Anstellwinkeln an einem NACA 0012-Flügelprofil mit Re-Zahlen von 10^5 bis 10^6 durchgeführt. Eine periodische Schallanregung der abgelösten freien Scherschicht durch enge Schlitze nahe der Profilverderkante wurde untersucht. Mittels Variation der Schlitzposition, der Anregungsamplitude und der Anregungsfrequenz wurden die Reaktionen der abgelösten Strömung bzw. die Änderungen der Druckverteilungen auf der Profiloberfläche miteinander verglichen. Zur Untersuchung der freien Scherschicht wurden Hitzdrahtmessungen durchgeführt.

Ergebnis

Die Darstellung der Druckverteilungsmessungen in Bild 1 zeigt, daß bei der vorliegenden Anregungsfrequenz und Re-Zahl bei einem überkritisch angestellten Flügel die Strömung bei genügend hoher Anregungsamplitude wieder zum Anlegen gebracht werden kann. Bei Erhöhung und Absenkung der Anregungsamplitude ergab sich eine Hysterese wie sie in Bild 2 dargestellt ist. Dabei wurde eine Druckbohrung bei 1,3% der Sehnenlänge untersucht. Bei Verringerung der Amplitude von einem hohen Pegel aus bleibt die Strömung also bis zu einem tieferen kritischen Wert angelegt.

Bei den Untersuchungen mit künstlichen Anregungen mittels Druckkammerlautsprechern haben sich drei besonders effektive Anregungsfrequenzbereiche ergeben, bei denen das Wiederanlegen der abgelösten Strömung mit besonders geringen Anregungspegeln erreicht werden kann. Der erste Frequenzbereich liegt im Bereich der eigenen natürlichen Instabilitätsfrequenz der freien Scherschicht, der zweite im Bereich der ersten Subharmonischen und der dritte bei ungefähr 1/10 davon.

Ein weiteres wichtiges Ergebnis der Untersuchungen ist, daß selbsterregte Resonanzschwingungen ausgenutzt werden können, die bei geeigneten Abmessungen von einer Kombination

aus Schlitz (bzw. Schlitzen) und darunterliegendem abgeschlossenen zylindrischen Hohlraum entstehen. Der kritische Anstellwinkel konnte auf diesem Weg in einem weiten untersuchten Reynoldszahlenbereich von $10^5 \leq Re \leq 10^6$ deutlich vergrößert werden (siehe Bild 3).

Änderung der Druckverteilung auf der Saugseite des Profils
mit ansteigendem A_o , $f_a = 892$ Hz, Anstellwinkel = 15° ,
 $Re = 1,4 \times 10^5$

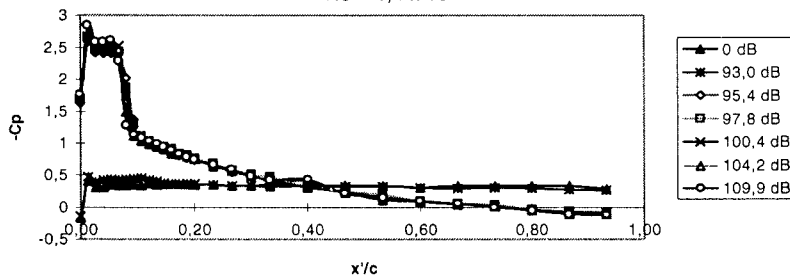


Bild 1

Änderung des Druckes auf der Saugseite des Profils bei
Druckbohrung $x'/c = 0,013$ mit Erhöhung und Absenkung von A_o ,
 $f_a = 892$ Hz, Anstellwinkel = 15° , $Re = 1,4 \times 10^5$

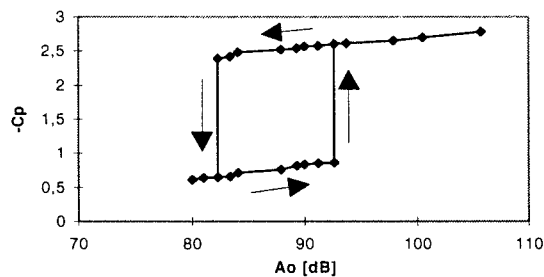


Bild 2

Druckänderung bei Druckbohrung $x'/c = 0,013$ als Funktion der
Anströmgeschwindigkeit und verschiedenen Schlitzkonfigurationen,
Anstellwinkel = $16,75^\circ$

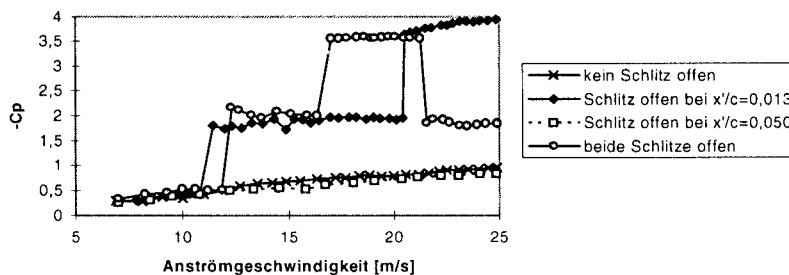


Bild 3

Literatur

- [1] Dovgal, A.; "Control of leading-edge separation on an airfoil by localized excitation", DLR-Forschungsbericht 93-16 (1993)
- [2] Bader, V. ; "Steuerung der Vorderkantenablösung an einem Tragflügelprofil mittels interner Schallanregung", Diplomarbeit Universität Göttingen (1997)

weiteres Vorgehen

Es sind weiterführende Untersuchungen nötig, die die Entwicklung periodisch angeregter freier Scherschichten und der sich in ihnen ausbildenden Strukturen klären, um u.a. die hier gefundenen effektiven Anregungsfrequenzbereiche besser verstehen zu können.

Datum: 10.9.1997

Mitteilung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Aerodynamik und Turbulenz
Forschungsgruppe	Aerodynamik
Ansprechpartner	Dr.-Ing. S. Becker, Dipl.-Ing. H. Lienhart
Telefon	09131/858272
Telefax	09131/859503
weitere Partner	Inst. f. Luft und Raumfahrt der TU-Berlin Inst. f. Aerodynamik u. Gasdynamik der Universität Stuttgart FB Maschinenbau der TH Darmstadt Aerodynamisches Inst. der TH Aachen
Thema	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Flugversuch
Ausgangssituation	Eines der Hauptpotentiale zur Verbesserung der Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit von Verkehrsflugzeugen ist die Reduzierung des Reibungswiderstandes durch aktive und passive Beeinflussung der Grenzschicht an Flügeln, Leitwerken und Rumpf. Für die Untersuchungen, die in der Entwicklungsphase solcher Laminarflügel durchgeführt werden müssen, werden speziell angepasste Meßtechniken benötigt, um Messungen auch im Freiflug durchzuführen. Diese sind notwendig, da die im Freiflug vorliegende Anströmung im Labor nicht nachvollzogen werden kann und zudem Messungen bei Reynoldszahlen erforderlich sind, die im Windkanal nicht eingestellt werden können.
Ziel	Ziel des Verbundforschungsvorhabens der beteiligten Hochschulen ist es, durch den kombinierten Einsatz numerischer und experimenteller Methoden das grundlegende Verständnis laminar-turbulenter Strömungsvorgänge zu verbessern und damit die wissenschaftliche Behandlung transistionaler Strömungen einschließlich deren räumlicher Entwicklung zu ermöglichen.
Lösungsweg	Dem Forschungsvorhaben gingen umfassende Entwicklungsarbeiten voraus, in deren Rahmen die gesamte Arbeitsgruppe geeignete meßtechnische Methoden für die Transitionsforschung entwickeln und deren prinzipielle Erprobung im Freiflug [1] durchführen konnte. Parallel zu den experimentellen Arbeiten wurden an der Universität Stuttgart Entwicklungen eines numerischen Programms für die zeitabhängigen Navier-Stoke'schen Gleichungen vorangetrieben. Schwerpunkt ist es nun, die in Stuttgart durchgeführten numerischen

Untersuchungen mit den experimentellen Arbeiten zusammenzubringen.

In Ergänzung zu den an den Hochschulen Aachen und Berlin entwickelten Meßmethoden für instationäre Wandwerte zielt das Teilprojekt des LSTM-Erlangen auf Messungen des Geschwindigkeitsfeldes in der Grenzschicht bis hin zur Außenströmung. Hierzu wurde ein spezielles LDA-System neu entwickelt. Das Meßsystem wird zunächst bei umfangreichen Flugversuchen erprobt, wobei sowohl Messungen mit erzwungener Transition durch Einbringung einer künstlichen Störung in die Grenzschicht als auch bei natürlicher Transition stattfinden werden.

Ergebnis

Gemessen wurde die Geschwindigkeits- und Turbulenzverteilung in der Grenzschicht bei einer Flügeltiefe von 42.5 %. Bei dem gewählten Flugfall (IAS=154km/h) ergab sich hier Geschwindigkeitsverteilungen, die einem laminaren Grenzschichtverhalten entsprechen (Abb. 1). Die dargestellten Meßergebnisse belegen außerdem eine sehr gute Reproduzierbarkeit der Ergebnisse aus verschiedenen Meßflügen. Des weiteren konnten erste Ergebnisse aus Messungen mit einer kontrollierten Anregung der Tollmien Schlichting Wellen durch eine punktförmige Störquelle erzielt werden (Abb.2)

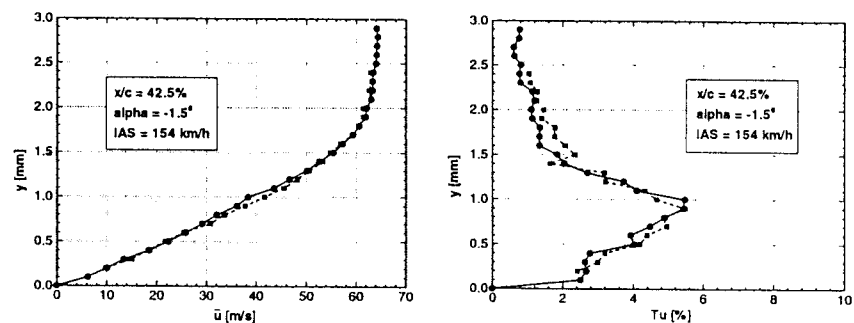


Abb.1: Geschwindigkeits- und Turbulenzverteilung in einer laminaren Grenzschicht

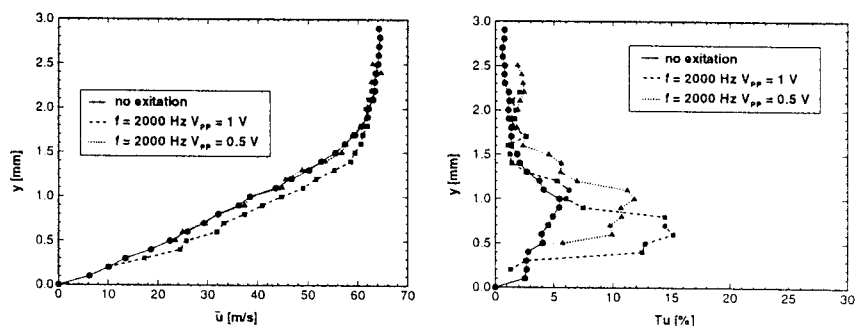


Abb.2: Geschwindigkeits- und Turbulenzverteilung ohne und mit Störquelle bei verschiedenen Amplituden

Literatur

[1] Ewald, B., Durst, F., Krause, E., Nitsche, W., *In Flight measuring techniques for laminar wing development* Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 17 (1993) 294-310

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Physikalische Grundlagen, Laminar-Turbulente Transition

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. R. Demuth, Dipl.-Ing. S. Heiken, Prof. Dr.-Ing. E. Laurien

Institution

Universität Stuttgart

Tel.: (0711) 685-2415

Institut für Kernenergetik und Energiesysteme

Fax.: (0711) 685-2010

Adresse

Pfaffenwaldring 31, 70550 Stuttgart

Thema

Numerische Untersuchungen zu den physikalischen Grundlagen der Bypass Transition

Ausgangssituation

Unter bestimmten strömungsmechanischen Bedingungen verläuft die Transition in Grenzschichten über sog. Bypass Mechanismen ab anstatt über eine Kaskade primärer und sekundärer Instabilitäten. Dabei bilden sich bei Vorhandensein von dreidimensionalen Anfangsstörungen mit genügend großer Amplitude lokale turbulente Gebiete, die von laminarer oder transitioneller Strömung umgeben sind, sog. Turbulenzflecken.

Ziel

Verständnis und Beschreibung der physikalischen Mechanismen, welche für die Ausbildung eines Turbulenzfleckes verantwortlich sind. Die Untersuchungen konzentrieren sich auf die Anfangsstadien, in denen eine wohldefinierte Störung sich soweit entwickelt, daß die Bildung von Turbulenz nicht mehr aufzuhalten ist.

Lösungsweg

Für die Simulation wird ein in den letzten sechs Jahren entwickelt und hinsichtlich Stabilität und Konvergenz analysiertes Finite-Differenzen Spektralverfahren [1] verwendet, welches auf den kompressiblen dreidimensionalen Navier-Stokes Gleichungen mit periodischen Randbedingungen in Stromab- und Spannweitenrichtung

beruht. Das Verfahren verwendet eine implizite Zeitintegration, deren resultierendes Gleichungssystem mit einer konstanten Anzahl von Iterationen gelöst wird.

Ergebnis

Die ersten Entwicklungsstadien eines Turbulenzfleckes in einer beschleunigten Grenzschicht einer ebenen Platte wurden simuliert [2]. Dazu wurde als Anfangsstörung eine Störung bestehend aus zwei Wirbelpaaren nach Henningson et al. gewählt (Abbildung 1). Diese Störung entwickelt sich bis zur dimensionslosen Zeit $t = 8$ zu einem turbulenzfleckähnlichen Gebilde (Abbildung 2).

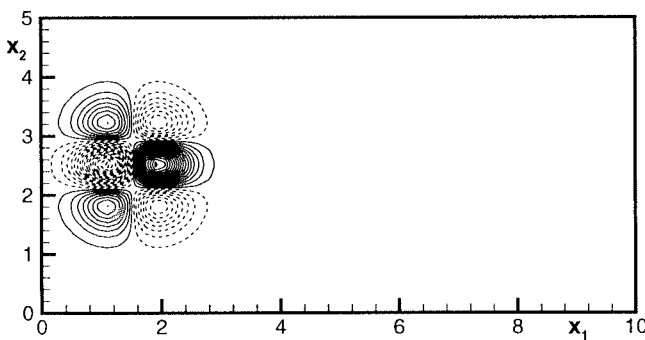


Abbildung 1: Zeitpunkt $t = 0$

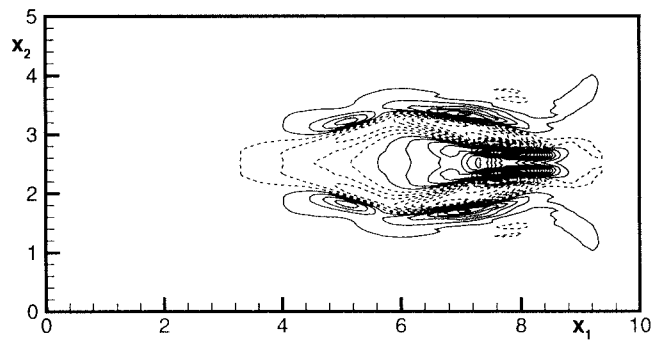


Abbildung 2: Zeitpunkt $t = 8$

Isolinien der Wandnormalengeschwindigkeit, negative Werte gestrichelt dargestellt

Literatur

1. Laurien, E. and Delfs, J.: Direct Simulation of Turbulence Phenomena in Compressible Boundary-Layers, in: R.Voke, L. Kleiser, and J.P. Chollet (eds.): Direct and Large-Eddy Simulation I, Kluwer Academic Publishers, 347-358 (1994)
2. Laurien, E.: Direct Simulation of the Development of Local Finite Amplitude Disturbances in Compressible Boundary Layers, in: R.A.W.M. Henkes and J.L. van Ingen: Transitional Boundary-Layers in Aeronautics, North-Holland, 395-401 (1996)

weiteres Vorgehen

Untersuchungen des Einflusses verschiedener Anfangsstörungen auf die frühen Entwicklungsstadien der Turbulenzflecken. Überprüfung der im bisherigen Verfahren zwingend angenommenen Parallelität der Grundströmung.

Datum 1. Februar 1998

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner:	Dipl.-Ing. Heribert Dütsch	
Institution:	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse:	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761 267 Telefax: 09131/761 242 e-mail: duetsch@lstm.uni-erlangen.de
Thema:	Numerische Untersuchungen der Strömung um einen oszillierenden Kreiszylinder.	
Ausgangssituation:	Bei der Umströmung von Festkörperstrukturen kommt es vielfach zur Anregungen von Schwingungen. Diese werden vorwiegend durch die Ablösung von Wirbeln angefacht und bewirken einen nichtlinearen und dynamischen Anteil im Lastenspektrum des Bauteils. Grundlegende Untersuchungen an einem Kreiszylinder sollen zur Validierung numerischer Berechnungen des Strömungs- und Strukturverhaltens führen und zum besseren Verständnis der unterschiedlichen Mechanismen strömungsbedingter Erregung beitragen.	
Ziel:	Untersuchung des Strömungsverhaltens, der auf den Zylinder wirkenden zeitabhängigen Kräfte und der Strukturdynamik auf der Basis numerischer Berechnungen. Direkte, zeitgenaue Simulation des gekoppelten Verhaltens einer beweglichen Struktur in einer Fluidumgebung.	
Lösungsweg:	Die Berechnungen der Druck- und Geschwindigkeitsfelder erfolgten durch die numerische Lösung der instationären Navier-Stokes-Gleichungen für eine zweidimensionale, laminare und inkompressible Strömung, die durch die harmonische Oszillation $x_1(t)$ eines Zylinders induziert wurde. Durch Übergang der Betrachtungsweise in ein zylinderfestes Koordinatensystem wurde das Problem auf einen oszillierenden Ein- und Ausstrom an den äußeren Rändern reduziert. Das resultierende Geschwindigkeitsfeld wurde anschließend wieder in das Inertialsystem zurücktransformiert [1]. Das verwendete Programmpaket FASTEST2D wurde hierfür entsprechend erweitert. Durch Integration der Druck- und Scherkraftanteile entlang der Zylinderoberfläche wurde die resultierende Gesamtkraft und deren zeitlicher Verlauf bestimmt. Zur Parametrisierung des Kraftanteils F_1 in Schwingungsrichtung wurde - in klassischer Weise - der Ansatz von Morsion et al. herangezogen [2]. Dabei wird F_1 gemäß dem Ansatz	

$$F_1(t) = -\frac{1}{4}\pi\rho D^2 c_i \ddot{x}_1 - \frac{1}{2}\rho D c_d \dot{x}_1 |\dot{x}_1|, \quad (1)$$

durch die Linearkombination aus einem Trägheitsterm und einem Widerstandsterm approximiert. Durch eine Fourier-Analyse wurden die beiden Kraftparameter c_i (hydrodynamischer Massenkoeffizient) und c_d (Widerstandsbeiwert) über eine Vielzahl von Perioden hinweg bestimmt.

Ergebnis:

Für eine harmonische Bewegung des Zylinders sind die Strömungsverhältnisse und die Kraftbeiwerte von den Kenngrößen Reynoldszahl Re und Keulegan-Carpenter-Zahl KC bzw. von deren Verhältnis $\beta = Re/KC$ abhängig [3]. Neben der Validierung des instationären Geschwindigkeitsfeldes für die Kombination $Re = 100$ und $KC = 5$, siehe [1], wurden die numerisch bestimmten Kraftbeiwerte mit den experimentellen Resultaten von Kühtz [4] und dem theoretischen Modell von Wang [5] verglichen. Abbildung 1 zeigt für beide Beiwerte eine gute Übereinstimmung, die bis in den Bereich dreidimensionaler Strömungsverhältnisse ($KC \geq 5$) hineinragt. Bestätigt wurde auch der asymptotische Charakter der Theorie von Wang für abnehmende Werte von KC . Als unbefriedigend erwies sich jedoch grundsätzlich die Reproduktion des Kraftverlaufs F_1 als Resultat von Gleichung (1). Zudem erlaubte dieser Ansatz nicht die Berücksichtigung von Schwankungen zwischen den Zyklen im Falle eines aperiodischen Kraftverlaufs.

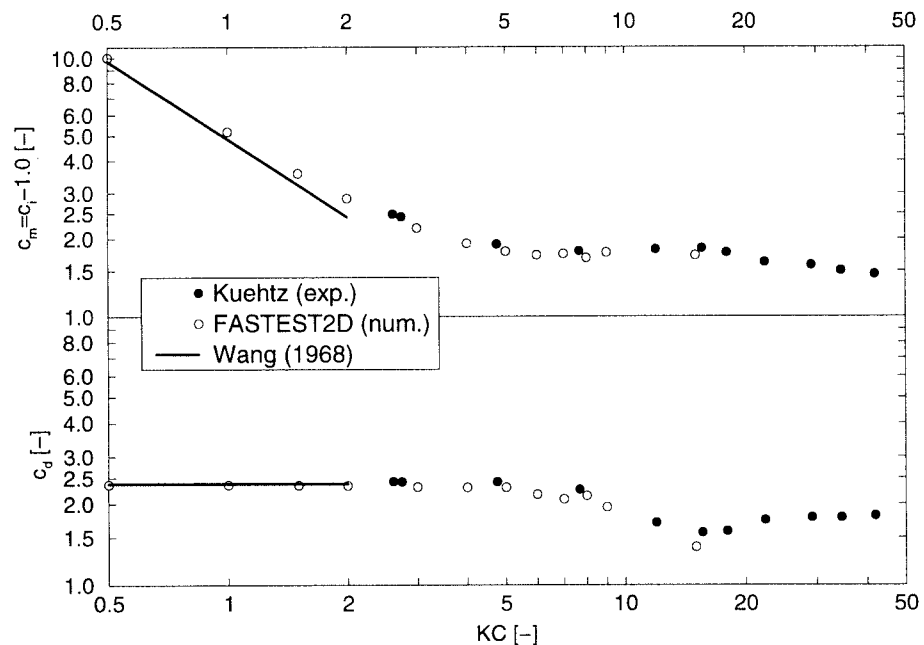


Abb. 1: Massen- und Widerstandsbeiwerte für $\beta = 35$.

Literatur:

- [1] DÜTSCH, H., BECKER, S. UND LIENHART, H., *Numerical and experimental investigations of flow induced by harmonic motion of a circular cylinder*, 10. DGLR-Fach-Symposium Strömungen mit Ablösung, 11.-13.11.96, Braunschweig, in Notes on Numerical Methods, Vieweg Verlag, in Bearbeitung.
- [2] MORISON, J. R., O'BRIEN, M. P., JOHNSON, J. W. & SCHAAF, S. A., *The force exerted by surface waves on piles*, Petroleum Transactions, AIME, 189 (1950), S. 149–154. T.P. 2846.
- [3] TATSUNO, M. UND BEARMAN, P. W., *A visual study of the flow around an oscillating circular cylinder at low Keulegan-Carpenter numbers and low Stokes numbers*, Journal of Fluid Mechanics, 211 (1990), S. 157–182.
- [4] KÜHTZ, S., *Experimental investigation of oscillatory flow around circular cylinders at low beta numbers*, Doktorarbeit, University of London, 1996.
- [5] WANG, C.-Y., *On high-frequency oscillatory viscous flows*, Journal of Fluid Mechanics, 32 (1968), S. 55–68.

weiteres Vorgehen:

Gegenwärtig werden dreidimensionale Berechnungen durchgeführt. Ferner soll das dynamische Verhalten eines frei beweglichen Kreiszylinders unter Strömungsanregung direkt simuliert werden.

Datum:

01.09.1997

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Aerodynamik und Turbulenz	
Ansprechpartner:	M. Fischer, F. Durst, J. Jovanović, P. Volkholz	
Institution:	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse:	Cauerstraße 4 91058 Erlangen	Telefon 09131/858291 Telefax 09131/859503
weitere Partner:	DFG	
Thema:	Reynoldszahl-Abhängigkeit wandnaher Strömungseigenschaften am Beispiel einer zweidimensionalen Kanalströmung	
Ausgangssituation:	Das Verhalten turbulenter Größen im wandnahen Bereich ist von Interesse sowohl für die Vervollständigung der Kenntnisse über relevante Prozesse als auch für den Vergleich mit analytischen und numerischen Ergebnisse. Die mit Wandvariablen normierte Darstellung der Impulsgleichung zeigt, dass mit zunehmender Reynoldszahl der Einfluss der äußeren Randbedingungen auf dem wandnahen Bereich zunehmend verschwindet. Für kleinere Reynoldszahlen scheint jedoch ein Einfluss der Randbedingung bis in die viskose Unterschicht hinein möglich. Eine Quantifizierung der Reynoldszahlen-Abhängigkeit aus theoretischen Betrachtungen ist zum gegenwärtigen Zeitpunkt nicht möglich. In der Vergangenheit wurden Reynoldszahl-Abhängigkeiten häufig mit experimentellen Ungenauigkeiten erklärt. Resultate aus Direkter Numerischer Simulation zeigen klar Änderungen der turbulenten Schwankungen mit der Reynoldszahl. Es war daher wichtig, ein Messverfahren zu Verfügung zu haben, das es auch erlaubt, experimentell Wandgrenzwerte turbulenter Eigenschaften mit hoher Genauigkeit bestimmen zu können. Die Laser-Doppler-Anemometrie erscheint aufgrund ihrer Einsetzbarkeit auch auf hohe Werte des Turbulenzgrades als die geeignete Messtechnik, um genannte Untersuchungen durchführen zu können.	
Ziel:	Entwicklung einer Methode, die es erlaubt, aus LDA-Signalen genaue und lokale Messungen turbulenter Strömungsgrößen zu erhalten. Durchführung von Messungen der mittleren Strömung, turbulenter Schwankungen und Korrelationen höherer Ordnung im Bereich $Re_m = 3000 - 25000$. Vergleich der Ergebnisse mit solchen aus Direkter Numerischer Simulation. Aufstellen einer formalen Beziehung für die turbulenten Schwankungen in Abhängigkeit von der Reynoldszahl.	
Lösungsweg:	Eliminierung des Einflusses des endlichen Messvolumens. Durch Vorab-Durchführung von laminaren Messungen konnte die effektive Größe des Messvolumens bestimmt werden und damit der Faktor für Messvolumenkorrekturen unabhängig von der (willkürlichen) Wahl optischer und elektronischer Parameter mit hoher Genauigkeit festgelegt werden.	

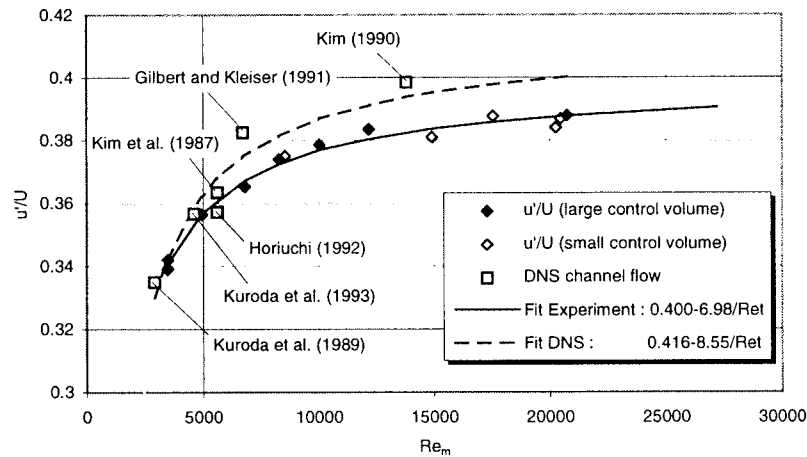


Abbildung 1: Ergebnis der experimentellen Bestimmung der Wandgrenzwerte des Turbulenzgrades im Vergleich mit numerischen Daten.

Die Untersuchungen wurden mit Optiken verschiedener effektiver Messvolumengrößen ($100\ \mu$ und 35μ) durchgeführt, um in verschiedenen Reynoldszahlbereichen optimale Voraussetzungen für die Effizienz der Messungen bezüglich räumliches Auflösungsvermögen und Messdauer sicherzustellen.

Ergebnis:

Die experimentellen Resultate zeigen für kleinere Reynoldszahlen ($Re_m \leq 15000$) deutliche Effekte der Reynoldszahl auf die turbulenten Schwankungen bis an die Wand heran. Zur Bestimmung der Wandgrenzwerte wurde der Verlauf der wandnächsten Messdaten bis $y^+ = 0$ extrapoliert. Es zeigt sich, dass sich der Reynoldszahl-Einfluss auf die turbulenten Schwankungen in Form eines subtraktiven Anteils proportional zu $1/Re_\tau$ darstellen lässt, wie es auch aus Störungsrechnungen zu Erwarten ist. Der Anstieg von u'/U mit zunehmender Reynoldszahl ist jedoch schwächer als die Ergebnisse numerischer Berechnungen suggerieren (siehe Abbildung 1). So ergibt sich aus der Bewertung aller Experimente im Grenzfall großer Reynoldszahlen ein Wert von $\lim_{y^+ \rightarrow 0} u'/U = 0.400 \pm 0.005$. Rückschlüsse auf die turbulente Dissipationsrate konnten getroffen werden. Somit konnte erstmals eine Reynoldszahlabhängigkeit wandnaher turbulenter Größen experimentell nachgewiesen und quantifiziert werden.

Literatur:

- Durst, F.; Martinuzzi, R.; Sender, J. and Thevenin, D. (1992)** LDA measurements of mean velocity, rms value, and high-order moments of turbulence intensity fluctuations in flow fields with strong velocity gradients. 6th International Symposium on Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, pp 5.1.1-5.1.6
- Durst, F.; Fischer, M.; Jovanović, J.** Methods to set up and investigate low Reynolds number, fully developed turbulent plane channel flows. Submitted to J. Fluids Eng.
- Gersten, K.; Herwig, H. (1992)** Strömungsmechanik, Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden

Mitteilung

Projekt	TURBHO gefördert vom BMBF Nr. 0326997		
Fachkreis			
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Holger Grotjans Dr.-Ing. Florian Menter		
Institution	AEA Technology GmbH		
Adresse	Staudenfeldweg 12 D-83624 Otterfing	Telefon Telefax e-mail	(08024) 905415 (08024) 905417 fm@ascg.de
Thema	Turbulenzmodellierung höherer Ordnung für industrielle Anwendungen		
Ausgangssituation	Bei der numerischen Berechnung von turbulenten Strömungen basierend auf den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen ist einer der Schwachpunkte die Modellierung der Turbulenz. In den meisten industriellen und kommerziellen Berechnungsverfahren wird die Turbulenz mittels eines Zweigleichungs-Wirbelviskositätsturbulenzmodells, in den meisten Fällen das standard $k - \epsilon$ Modell, berücksichtigt. Wirbelviskositätsmodelle sind nur dann sinnvoll einsetzbar, wenn die zugrundeliegenden Strömungen scherungsdominiert sind. Dies ist in vielen technischen Anwendungen, insbesondere im Turbomaschinenbau nicht der Fall. Es ist daher wünschenswert, Turbulenzmodelle höherer Ordnung zur Verfügung zu haben, um eine größere Allgemeinheit des Berechnungsverfahrens zu erreichen. Von besonderem Interesse sind auch Sekundäreffekte, wie Stromlinienkrümmung und Systemrotation, die mit den herkömmlichen Modellen nicht berücksichtigt werden können.		
Lösungsweg	Eines der Hauptprobleme in Bezug auf Turbulenzmodelle höherer Ordnung ist der stark vergrößerte numerische Aufwand der zur Lösung der Gleichungen für die Reynoldsspannungen nötig ist. Dies äußert sich in einer Zunahme der Rechenzeit pro Iteration sowie einer Zunahme der Iterationszahl, im Vergleich mit Wirbelviskositätsturbulenzmodellen. Der Schwerpunkt des Projekts liegt auf der numerischen Behandlung von Turbulenzmodellen höherer Ordnung sowie deren Kopplung mit den Gleichungen für die mittlere Strömung. Im Rahmen des Projekts werden mehrere Turbulenzmodelle (nichtlineare Modelle und Reynolds-Spannungsmodelle) in das von AEAT entwickelte Navier-Stokes Verfahren TASCFLOW 3.0 für unstrukturierte hybride Gitter implementiert und getestet. Einen besonderen Schwerpunkt bilden die verschiedenen Testphasen, die ein weites Spektrum an Testfällen abdecken. Dies reichen von einfachsten Strömungen zum Testen der Implementierung bis zu komplexen industriellen Anwendungen. Besonderes Augenmerk liegt dabei, neben der physikalischen Genauigkeit, auf der numerischen Leistungsfähigkeit des resultierenden Verfahrens.		

Nach erfolgreicher Implementierung und Basistests ist geplant, Kunden von AEA Technology GmbH in die Testphasen miteinzubinden, um die technische Relevanz des Projekts zu sichern.

Es wird erwartet, daß das Projekt einen Aufschluß darüber gibt, ob sich der Einsatz von Turbulenzmodellen höherer Ordnung in der industriellen Praxis lohnt. Dies ist momentan schwer zu beurteilen, da die Modellentwickler i.a. nur wenig Informationen über die numerische Leistungsfähigkeit ihrer Modelle veröffentlichen und selbst diese nicht auf komplexe industrielle Strömungen übertragbar sind.

Ergebnisse

In dem Programm **TASCflow** Version 3.0 sind das Launder-Reece-Rodi Reynoldsspannungsmodell, sowie das nichtlineare Craft-Launder Zweigleichungs-Wirbelviskositätsturbulenzmodell implementiert. Die korrekte Implementierung wurde anhand folgender grundlegender Testfälle verifiziert:

- Abklingen isotroper Turbulenz
- Ebene Scherung
- Rückkehr zu isotroper Turbulenz
- Freie Mischungsschicht
- Plattenströmung ohne Druckgradient
- Kanalströmung
- Rückwärtsspringende Stufe
- 2D-Strömung in einem 180°-Krümmer
- 3D-Strömung in einem 90°-Krümmer

Die numerischen Ergebnisse stimmen mit den zu erwartenden und in der Literatur verfügbaren Ergebnissen überein. Der erhöhte numerische Aufwand des Reynoldsspannungsmodells, hier definiert als Rechenzeit bis zu dem Konvergenzkriterium, bewegt sich für die untersuchten Testfälle in dem Bereich von 1.1–2.4. Dies zeigt eine starke Abhängigkeit von dem zu berechnenden Strömungsfeld bzw. auch von der Gitterauflösung des Strömungsgebietes.

Im allgemeinen werden Wandfunktionen für die Berechnung wandnaher Strömungen in industriellen Anwendungen verwendet. Diese haben gegenüber den Low-Reynolds Turbulenzmodellen den Vorteil der höheren numerischen Stabilität und des geringeren Rechenaufwands, da die viskose Unterschicht nicht aufgelöst sondern überbrückt wird. Ein Nachteil der Wandfunktionen ist jedoch die Abhängigkeit der Lösung von der korrekten Wahl des Wandabstandes des ersten Gitterknotens, so daß es schwierig ist eine konsistente Gitterverfeinerung durchzuführen, ohne die Voraussetzungen der Wandfunktion zu verletzen.

Es wurde ein neuartiger Ansatz der Wandfunktionen in das Programm **TASCflow** version 3.0 implementiert. Dieser neue Ansatz erlaubt eine konsistente Gitterverfeinerung, ohne die Voraussetzungen der Wandfunktion hinsichtlich des Wandabstandes zu verletzen. Die Leistungsfähigkeit wurde am Beispiel einer Strömung über eine ebene Platte überprüft. Für alle untersuchten Gitter, die einen großen Bereich von Wandabständen abdeckten, wurde die exakte Lösung des Reibungsbeiwerts mit einem Fehler kleiner als 4% berechnet. Dies ist eine deutliche Verbesserung gegenüber der Standardwandfunktion, deren Ergebnisse für kleine Wandabstände sehr stark von der exakten Lösung abweichen.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Dipl.-Ing. T. J. Hüttl, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich
Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München
Adresse: Boltzmannstr. 15 **Telefon:** (089) 289-161 34
85747 Garching **Telefax:** (089) 289-161 51
email: Thomas.Huettl@lrz.tu-muenchen.de
Weitere Partner: Kooperation mit TU Delft (NL) und Univ. Paderborn
Thema: Direkte numerische Simulation der turbulenten Strömung
in gekrümmten und tordierten Rohren

Ausgangssituation: Gekrümmte und tordierte Rohre haben weite Verbreitung unter anderem in den Bereichen Motoren- und Triebwerksbau, chemische Industrie und Kraftwerkstechnik. Aufgrund der durch Zentrifugalkräfte induzierten Sekundärströmung beobachtet man im Vergleich mit geraden Rohren höheren Druckverlust, lokal verstärkte Korrosion an der äußeren Rohrwand, verändertes Durchmischungs- und Wärmetransportverhalten und eine Verschiebung der kritischen Reynoldszahl zu höheren Werten. Der genaue Einfluß von Krümmung und Torsion der Rohrgeometrie insbesondere auf die turbulente Strömung ist jedoch noch weitgehend unerforscht. Mit derzeitigen Turbulenzmodellen ist eine Vorhersage der turbulenten Strömung nicht zufriedenstellend möglich. Die Strömung in gekrümmten/tordierten Rohren kann daher künftig ein anspruchsvolles Testbeispiel für allgemeine Turbulenzsimulationscodes werden.

Ziel: Aus den Ergebnisdaten mehrerer direkter numerischer Simulationen der Strömung in geraden, gekrümmten und in gekrümmt/tordierten Rohren sollen die für die Beschreibung der turbulenten Strömung interessanten Größen ermittelt werden. Beim Vergleich zwischen Rohrströmung, der Torusströmung und der Strömung in Rohrwindeln sollen physikalische Unterschiede und nichttriviale Gemeinsamkeiten herausgefunden und deren ursächliche Mechanismen gedeutet werden. Ferner soll der Torsionseinfluß durch den Vergleich von Simulationen der Rohrwindelströmungen für unterschiedliche Werte der Torsion näher quantifiziert werden. Schließlich soll eine Datenbasis geschaffen werden, die künftig den Test von Turbulenzmodellen oder Feinstrukturmodellen ermöglicht und neue Denkanstöße für Modellentwicklungen liefert.

Lösungsweg: Die inkompressiblen, dreidimensionalen und zeitabhängigen Navier-Stokes-Gleichungen werden mit einem Finite-Volumen-Verfahren integriert. Die Zeitintegration ist semi-implizit und im wesentlichen von 2. Ordnung genau. Die Erhaltungsgleichungen, in der Formulierung für ein orthogonales Helix-Koordinatensystem nach Germano [1], werden räumlich auf versetzten Maschennetzen unter Verwendung zentraler Differenzen zweiter Ordnung. Die zur Druck-Geschwindigkeitskopplung angewendete Projektionsmethode führt zu einer 3D-Poisson-Gleichung, die iterativ mit einem CG-Verfahren gelöst wird.

Ergebnis: Bei umfangreichen Vorstudien wurde der Einfluß von Krümmung und Torsion auf laminare Strömung untersucht [2],[3]. Aufgrund der Krümmung wird eine Sekundärströmung mit zwei Rezirkulationszellen ("Dean-Zellen") induziert, das Geschwindigkeitsmaximum verschiebt sich nach außen und ein Druckgradient senkrecht zur Rohrachse entsteht. Der Einfluß der Torsion wird durch eine Verdrehung und Deformation der Strömungsmuster deutlich. Vorläufige Auswertungen der turbulenten Strömungssimulationen zeigen bereits ähnliches Verhalten. Zusätzliche, neue Erkenntnisse gibt es im Bereich der nur bei Turbulenz vorkommenden Ergebnisgrößen. So werden die statistischen Momente durch die veränderte Axialströmung und die induzierte Sekundärströmung wesentlich beeinflusst.

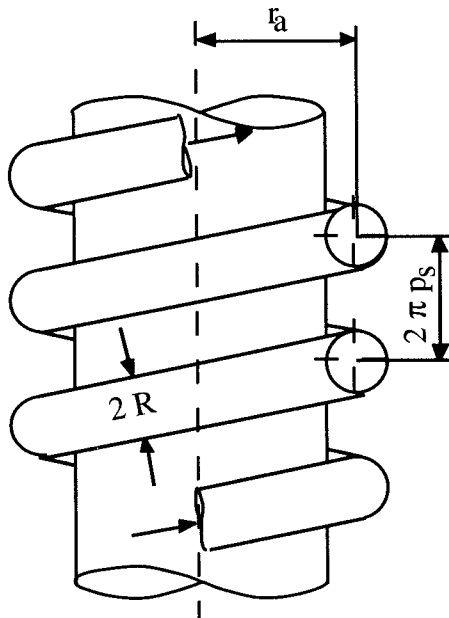


Bild 1: Darstellung der Geometrie einer Rohrwendel

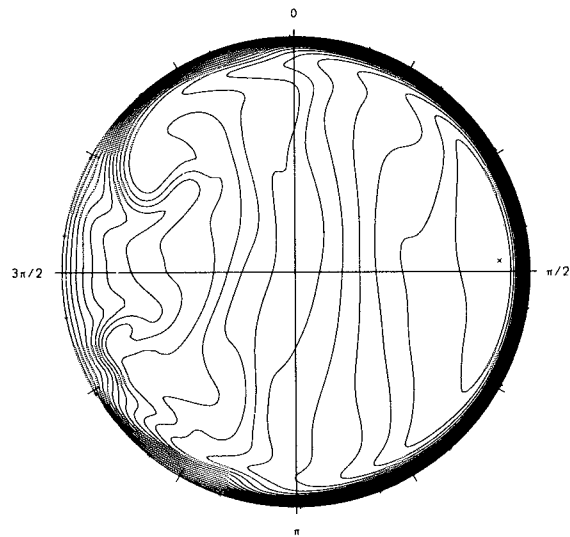


Bild 2: Höhenlinien der Axialgeschwindigkeit für $\kappa=0.1$, $\tau=0.055$

Literatur:

- [1] GERMANO, M. - On the effect of torsion on a helical pipe flow., J. Fluid Mech., vol. 125, pp. 1-8 (1982).
- [2] HÜTTL, T.J., WAGNER, C. and FRIEDRICH, R.: „Navier Stokes Solutions of Laminar Flows based on Orthogonal Helical Coordinates“, In: Num. Methods in Lam. and Turb. Flow, Vol. 10, pp. 191-202, Pineridge Press, Swansea (1997).
- [3] HÜTTL, T.J. and FRIEDRICH, R.: „Fully Developed Laminar Flow in Curved or Helically Coiled Pipes“, In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß, DGLR Jahrestagung 1997, München 14.-17. Oktober 1997.

Weiteres Vorgehen: Die Durchführung und Auswertung der Simulationen ist noch nicht abgeschlossen. Die derzeitigen statistischen Simulationsergebnisse beruhen noch auf einer zu geringen Stichprobenanzahl und sind daher als vorläufig zu betrachten. Demzufolge ist die künftige Aufgabe, die Simulationen fortzuführen und bei ausreichender Stichprobenanzahl umfangreich auszuwerten.

Datum: 16.10.1997

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin, Dipl.-Phys. C. Berger, Dr. J.C. Rotta	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829
weitere Partner	Dipl.-Ing. R. Abstiens, Aerodyn. Institut der RWTH Aachen Prof. H.H. Fernholz, HFI der TU Berlin DNW	
Thema	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten	

Ausgangssituation

Bei Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodellen tritt ein charakteristisches Längenmaß der Turbulenz auf, das nach Rotta als Zweipunkt-Korrelationsfunktion der Geschwindigkeitsschwankungen definiert werden kann. Über dieses Längenmaß und die einzelnen Glieder seiner Bestimmungsgleichung fehlen ausreichende experimentelle Daten.

Ziel

Beitrag zu den physikalischen Grundlagen von Turbulenzmodellen durch Messungen des Längenmaßes in einer turbulenten Plattengrenzschicht und die experimentelle Bestimmung der einzelnen Glieder der Längenmaßgleichung nach Rotta.
Bestimmung/ Überprüfung der Konstanten des Rottaschen k-kL-Turbulenzmodells durch Vergleich der aus den vorliegenden experimentellen Daten bestimmbaren Glieder der k- und kL-Gleichung mit den modellierten Termen.

Lösungsweg

In der turbulenten Grenzschicht an der Seitenwand des Turbulenzarmen Windkanals Göttingen (TUG) wurden Korrelationsmessungen mit zwei Hitzdrahtsonden durchgeführt. Dabei wurde der Abstand der Sonden normal zur Wand variiert. Durch Integration der Korrelationsfunktionen wird das Längenmaß bestimmt.

Die Messungen in Göttingen wurden ergänzt durch ähnliche Untersuchungen in der Grenzschicht an der Meßstreckenseitenwand im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW) bei deutlich größeren Reynoldszahlen. Bei der Meßkampagne im DNW im Herbst 1996 wurde parallel zu den eigenen Messungen mit X-Sonden von der Aachener Gruppe mit zwei Dreidrahtsonden gemessen.

Ergebnis

In Göttingen wurden an drei Positionen in Hauptströmungsrichtung Messungen mit jeweils zwei Hitzdrahtsonden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 20$ m/s durchgeführt. Die Impulsverlustdicken-Reynoldszahl lag dabei zwischen $Re_\delta = 4200$ und 6300 und die Grenzschichtdicke betrug 35 bis 45 mm. Es kamen Eindraht- und verschiedene Zweidrahtsonden zum Einsatz, so daß die Zweipunktkorrelationsfunktionen für alle drei Schwankungskompo-

AG STAB

nenten der Geschwindigkeit vorliegen. Die Analyse der Ergebnisse und deren Dokumentation stehen vor dem Abschluß.

Die Messungen im DNW wurden bei der Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 40$ m/s durchgeführt. In der verfügbaren Zeit konnte nur an einer Station gemessen werden. Hier war die Grenzschicht etwa 160 mm dick. Die Impulsverlustdicken-Reynoldszahl betrug $Re_\theta \approx 40\,000$. Da X-Drahtsonden verwendet wurden, können nur die Korrelationsfunktionen der Schwankungen der Hauptströmungs- und der wandnormalen Komponente bestimmt werden. Die gleichzeitig durchgeführten Messungen der Aachener Gruppe mit zwei Dreidrahtsonden liefern jedoch alle drei Geschwindigkeitskomponenten. Die umfangreiche Auswertung und Analyse der Messungen im DNW ist noch nicht abgeschlossen.

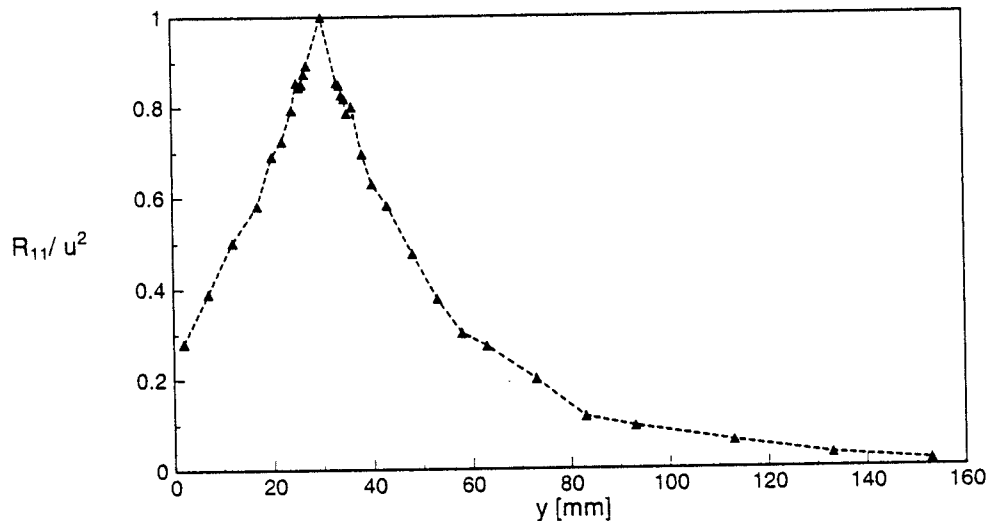


Bild 1: In der DNW-Grenzschicht gemessene Zwei-Punkt-Korrelation R_{uu} der Geschwindigkeitsschwankungen in Hauptströmungsrichtung; $y = 30$ mm; $y/\delta = 0.19$

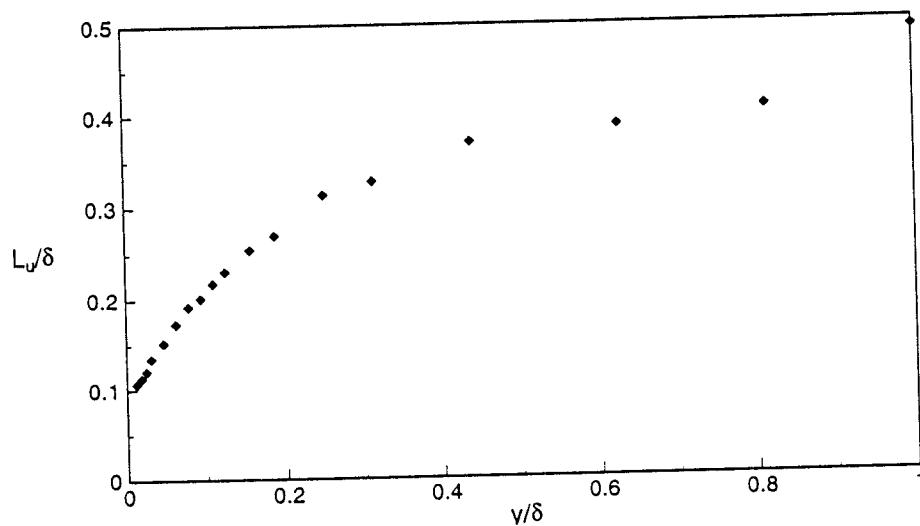


Bild 2: Verteilung der Integrallänge $L_u = \int_{-y}^{\delta-y} u(y)u(y + \Delta y)d(\Delta y)$

Literatur

Weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung und Analyse der vorliegenden experimentellen Daten

Datum: 06.05.98

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis Physikalische Grundlagen (Laminar-turbulente Transition)

Ansprechpartner Dr. Werner Koch

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon (0551)709-2263
Telefax (0551)709-2404
email werner.koch@dlr.de

Weitere Partner Dr. F. Bertolotti, S. Hein, A. Stolte, DLR Göttingen

Thema Sekundäre Instabilitäten in dreidimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation

Bei Experimenten in dreidimensionalen Grenzschichten werden kurz vor Transition hochfrequente sekundäre Instabilitäten beobachtet.

Ziel

Durch Untersuchung der späten Transitionsstadien, insbesondere der hochfrequenten sekundären Instabilitäten, sollen Kriterien für den bevorstehenden Zusammenbruch und damit Voraussetzungen für die Entwicklung eines nichtempirischen Transitionskriteriums erarbeitet werden.

Lösungsweg

Im Gegensatz zu den auf der "shape assumption" und experimentell vorgegebenen Amplituden basierenden Untersuchungen [1,2] werden für die Berechnung der sekundären Instabilitäten die, für das DLR Prinzipexperiment "Unendlich schiebende Platte" berechneten, nichtlinearen primären Gleichgewichtslösungen [3] herangezogen. Dadurch wird die wichtige nichtlineare Verformung der primären Profile innerhalb der Parallelströmungsannahme berücksichtigt. Zur Parametervariation einzelner Eigenwerte wird eine lokale Wielandtitration verwendet, die gegenüber dem globalen Eigenwertlöser ungefähr um das Zehnfache schneller ist, und diese Parametervariation erst ermöglicht.

Ergebnis

Es wurden mehrere hochfrequente Sekundärmoden gefunden, die sich grob gesehen drei verschiedenen Familien zuordnen lassen. Alle drei werden durch lokale Scherschichten verursacht und erreichen ihre maximale Amplitude im Gegensatz zu den primären Instabilitäten in der Nähe des Grenzschichtrandes. Durch die lokal sehr begrenzte Ausdehnung der Scherschichten werden bei der sekundären Stabilitätsberechnung, anders als bei zweidimensionalen Grenzschichten, sehr viele Floquetmoden benötigt.

Literatur

- [1] T.M.Fischer und U.Dallmann, *Phys.Fluids A3* (1991), 2378-2391.
- [2] S.Hein, T.M.Fischer und U.Dallmann, DLR Institutsbericht IB 221-92 A23 (1992).
- [3] W.Koch, IUTAM Symposium on 'Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers', eds. P.W.Duck and P.Hall, Kluwer 1996, 299-308.

Welteres Vorgehen

Es soll versucht werden, die Ursachen für die unterschiedliche Sättigung der nichtlinearen Gleichgewichtslösung und der PSE Resultate von Stolte und Hein herauszufinden. Insbesondere ist von Interesse warum die Störenergien im PSE Ergebnis wieder abklingen und für verschiedene Anfangsamplituden nicht einem einheitlichen Sättigungswert zustreben. Die Anzahl der Floquetmoden soll erhöht werden um eine sichere Konvergenz auch der höheren Sekundärmoden zu gewährleisten und Aussagen über die für die Transition wichtige sekundäre Mode machen zu können. Dabei soll auf eine mögliche Modenkoinzidenz geachtet werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

**Physikalische Grundlagen
Physikalische Modellanalyse laminar-turbulenter
Ablösung, instationärer Wirbeldynamik und Turbulenz**

Ansprechpartner

**Dr. T. Lerche, Dr. U. Ch. Dallmann, Dr. H.-P. Kreplin
Dr. H. Bippes**

Institution

Institut für Strömungsmechanik, SM-SK-TRT

Adresse

**Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen**

**Telefon (0551) 709-2370
Telefax (0551) 709-2829**

weitere Partner

Thema

**Strukturidentifikation in transitionellen und turbulenten
Zeitsignalen:
Lokale Signalanalyse mittels der Wavelet-Transformation
an Beispieldaten der Transition einer dreidimensionalen
Grenzschicht**

Ausgangssituation

In zahlreichen Problemen der Strömungsphysik haben kohärente dynamische Strukturen einen bedeutenden Einfluß auf die aero- und thermodynamischen Eigenschaften. In vielen komplexen Strömungen ist über die relevanten Strukturen hingegen erst sehr wenig bekannt und noch weniger Versuche wurden unternommen, basierend auf deren Kenntnis eine verbesserte Turbulenzmodellierung anzustreben. Charakteristisch für kohärente dynamische Strukturen ist ihr lokales, vielskaliges und nichtperiodisches Auftreten, das durch eine Ensemblemittelung nicht zu erfassen ist. Eine zur Identifikation derartiger Strukturen notwendige bedingte Mittelung macht den Einsatz neuartiger Analysewerkzeuge erforderlich. Hierfür ist die Wavelet Transformation (WT) neben der Karhunen-Loève Transformation ein potentieller Kandidat.

Ziel

In diesem Arbeitsabschnitt wird die Anwendung und Erprobung der eindimensionalen WT auf Hitzdrahtdaten der Transition einer dreidimensionalen Grenzschicht vorgenommen. Neben der Untersuchung der Eigenschaften der streng orthogonalen WT (SOWT) mittels eines 12 Koeffizienten Daubechies-Wavelets und der quasi-kontinuierlichen WT (QKWT) mittels des komplexen Morlet-Wavelets sollen physikalische Aussagen über die Struktur der Wellenpakete sekundärer Instabilitäten und deren turbulenter Übergang gewonnen werden.

Lösungsweg

Algorithmen zur schnellen SOWT und der rechenzeitintensiven QKWT wurden auf einer leistungsfähigen UNIX Plattform installiert. Zeitlich und räumlich hochaufgelöste Meßdaten aus dem nichtlinearen Sättigungsbereich der Transition infolge Querströmungsinstabilität werden auf ihren Skalengehalt mittels SOWT untersucht. Damit läßt sich die Intermittenz der turbulenten und sekundär gestörten Signalanteile untersuchen. Momentane Phasenbeziehungen zwischen den beiden Drahtspannungen der V-Hitzdrahtsonde lassen dann Schlüsse auf die lokalen und zeitlich veränderlichen Ausbreitungsrichtungen der hochfrequenten Ereignisse zu.

Ergebnis

Bild 1 zeigt am Beispiel eines repräsentativen Signalausschnitts einige typische mit der WT erzielte Ergebnisse. Bild 1 a) zeigt das mittels SOWT tief- und hochpaß gefilterte HW2 Signal. Bild 1 b) zeigt die Darstellung des HW2 Signals anhand des Betrags des Morlet-Wavelets nach QKWT. Deutlich erkennbar ist der unterschiedliche Skalengehalt der intermittent auftretenden, hochfrequenten Ereignisse. Der spektrale Übergang bei der laminar-turbulenten Transition der mit einer 128 Hz Welle kontrolliert angeregten Grenzschichtströmung ist in 1 c) anhand von 9 Fourierspektren dargestellt.

AG STAB

In 1 d) ist das Phasenspektrum aus der Kreuzspektralanalyse von HW1 & HW2 mit zeitlichen Mittelwerten aus der QKWT zusammen aufgetragen. Man erkennt die sehr gute Übereinstimmung auch für kleinskalige, d.h. hochfrequente Ereignisse.

Wie anhand der Bildteile 1 e)+f) zu erkennen ist, ist die Phasenbeziehung zwischen den Hitzdrahtspannungen HW1 und HW2 zeitlichen Schwankungen unterworfen. Insbesondere für den hochfrequenten Anteil in f) deutet die starke Phasenvariation innerhalb eines Ereignisses auf eine Variation der Ausbreitungsrichtung der, die Hitzdrahtsonde passierenden, Wellenpakete.

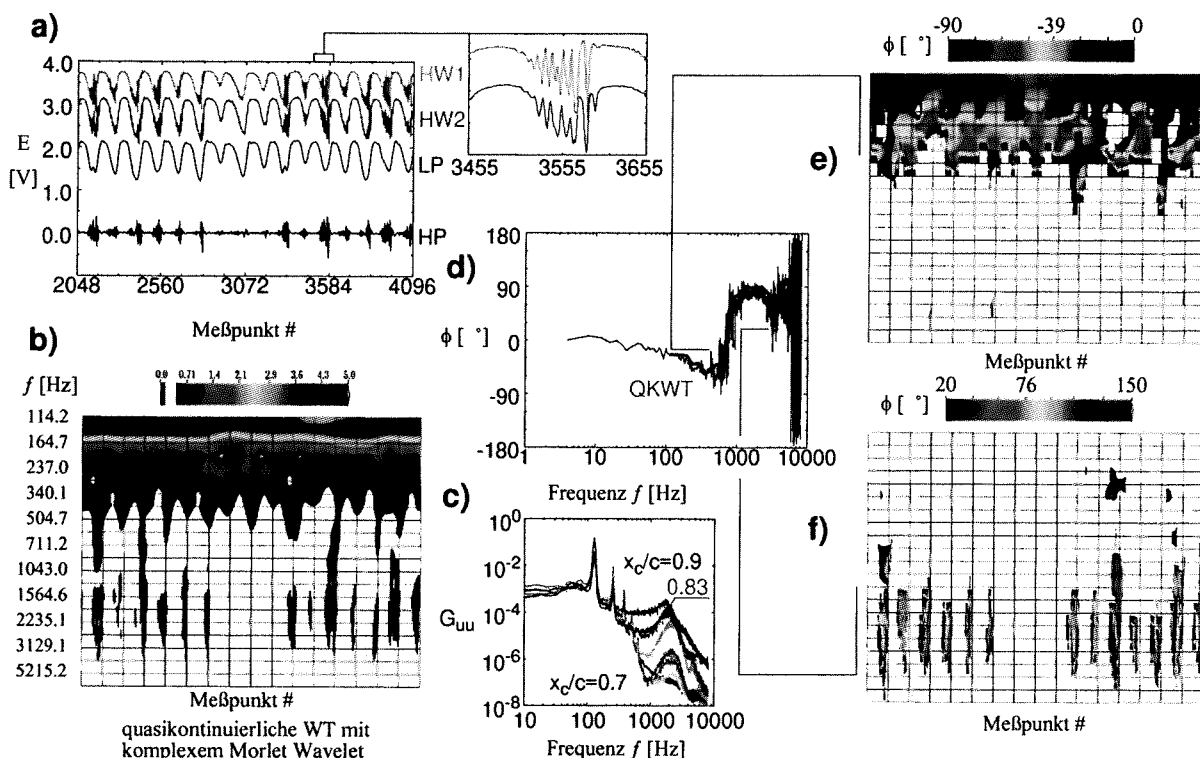


Bild 1 a) Zeitschriebe der Hitzdrahtspannungen (HW1+HW2) und mittels SOWT tief- (LP) und hochpaßgefilterte (HP) Anteile; **b)** Amplitude der QKWT mit Morlet Wavelet; **c)** Leistungsspektren bei $Q_\infty = 20$ m/s an den Positionen maximaler sekundärer Instabilität; **d)** Phasenspektrum aus Fourieranalyse von HW1 & HW2 im Vergleich mit Mittelwerten aus QKWT; **e)+f)** nieder- und hochfrequente Phasenverläufe aus QKWT

Literatur

- Farge, M. et al. (1996); Wavelets & Turbulence, IEEE, Vol. 84, No. 4
- Onorato, M. et al. (1997); Eur. J. Mech., B/Fluids, Vol. 16, No. 4, pp. 575-597
- Rioul, O., Vetterli, M. (1991); Wavelets and Signal Processing, IEEE SP Magazine, Oktober 1991.
- Wu, Y., Lerche, T., Bippes, H. (1997); IB 233-97 A41, erscheint im November 1997

weiteres Vorgehen

Weitere Auswertungen des umfangreichen Datenmaterials im Sättigungsbereich der primären Störentwicklung sind mit der Wavelet-Transformation zur Unterscheidung zwischen turbulenten und sekundär gestörten Signalanteilen geplant. Aus Messungen mit unterschiedlich ausgerichteter Hitzdrahtsonde sollen weitere Aussagen über das Ausbreitungsverhalten der hochfrequenten Ereignisse an jedem Ort ihres Auftretens gewonnen werden. Darüber hinaus ist eine Erweiterung der WT auf zweidimensionale PIV-Meßdatenfelder vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	A. Pöthke, Dr. H. Bippes	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2455 Telefax 0551 / 709-2829
weitere Partner	Dr. U. Dallmann	

Thema

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 Stabilitätstheorie. Der Einfluß der äußeren Bedingungen wird durch einen empirisch bestimmten Grenzwert für die berechnete integrale Anfachung der instabilsten Störmoden, den e^n -Faktor, erfaßt. Da dieser jedoch nicht nur die äußeren Bedingungen berücksichtigt sondern auch alle Fehler bei der Berechnung des Störungswachstums miteinschließt, ist er großen Streuungen unterworfen. Eine der Ursachen liegt in der Vernachlässigung der Oberflächenkrümmung. Diese zu erfassen bedarf es experimenteller Daten.

Ziel

Zur Verbesserung der Transitionsvorhersage für dreidimensionale Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen soll die Entwicklung der Querströmungsinstabilität und deren Einfluß auf den 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. Die Experimente sollen die Entwicklung entsprechend verallgemeinerter Stabilitätsberechnungsverfahren unterstützen und überprüfen.

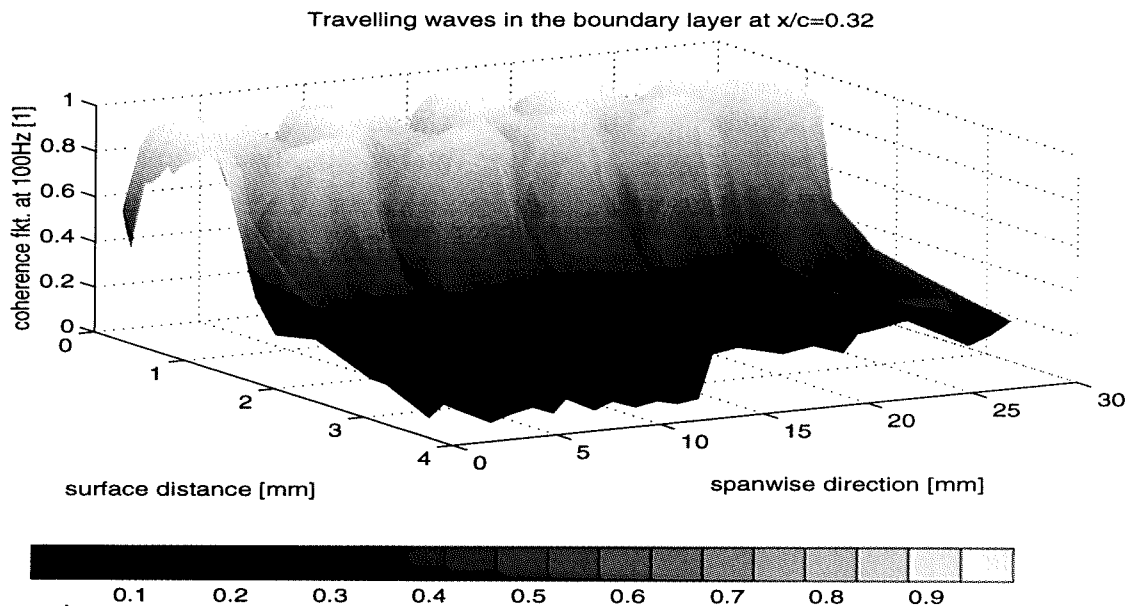
Lösungsweg

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 eine unendlich schiebende Geometrie und ein kleiner negativer Anstellwinkel des untersuchten Flügelprofils. Zur Beschreibung der Entwicklung der Instabilität ist das gesamte instationäre Strömungsfeld zu vermessen. Charakteristiken der Instabilitäten lassen sich dann aus der Analyse des Störströmungsfeldes und mittels Korrelationsuntersuchungen gewinnen.

Ergebnis

Die Auswertung der stationären Störströmung ergab einen langen Bereich exponentiellen Anwachsens. Der Anstieg des N-Faktors ist im Bereich kleiner Störampplituden in guter Übereinstimmung mit den numerischen Berechnungen. Das Sättigungsniveau der stationären Instabilitäten liegt bei 15 Prozent der Geschwindigkeit am Grenzschichtrand. Instationäre Störungen erreichen Störampplituden von 0.3 Prozent und Overall-RMS-Werte von ca. 20 Prozent. Das Sättigungsniveau ist stark vom Wechselspiel mit stationären Störungen abhängig.

Die Anfachung der instationären Störungen ist abhängig von ihrer Frequenz. Sie bildet ein breites Maximum für Frequenzen zwischen 100 und 700 Hz. In diesem Bereich ist der N-Faktor größer als für stationäre Störungen. Störungen mit Frequenzen außerhalb dieses Bereichs werden deutlich schwächer verstärkt. Betrachtet man nur den Anteil der in Querströmungsrichtung räumlich korrelierten Störungen in der Strömung, was mit der Vorstellung von Instabilitätswellen übereinstimmt, dann wird die Frequenz von 500 Hz am stärksten angefacht. Betrachtet man dagegen die im Signal enthaltenen spektralen Komponenten der Geschwindigkeiten, so wächst der Bereich um 120Hz am stärksten.



Primär angefachte Instabilitäten haben ihre maximale Amplitude zwischen dem Maximum der Querströmungskomponente und dem Wendepunkt im Querströmungsprofil. Außerhalb dieses Gebietes klingen Störungen hoher Frequenz schneller ab als tieffrequente.

Räumliche Korrelation der primär angefachten Instabilitäten wurde experimentell bestimmt. Hieraus wurden Aussagen über typische Längenskalen primär angefachter Wellen gewonnen.

Die Richtung und der Betrag des Vektors der Phasengeschwindigkeit der Wellen konnte in einem breiten Frequenzband und für verschiedene Tiefenposition bestimmt werden. In diesem Bereich bestätigt sich die Erwartung, wonach die Wellen sich im wesentlichen in Querströmungsrichtung ausbreiten.

Es wurden bereits bei kleinen Amplituden einsetzende Wechselwirkung zwischen den stationären Störungen der zeitlich gemittelten Strömung und der Ausbreitung von Wellen in der Grenzschicht festgestellt. Der Bereich nichtlinearer Entwicklung überwog den linearen Bereich.

Weiterhin wurde der Zusammenbruch der laminaren Grenzschichtströmung unter Dominanz der Querströmungsinstabilität und im Bereich der Koexistenz von Querströmungs- und Tollmien-Schlichting-Instabilität untersucht. Es zeigen sich grundlegende Unterschiede in den durchlaufenen Szenarien. U.a. wurden schmalbandige hochfrequente Störungen beobachtet. Es wurde Richtung und Betrag ihrer Phasengeschwindigkeit bestimmt und die Bedingungen ihrer Entstehung untersucht. Diese Untersuchungen sind jedoch noch nicht abgeschlossen.

Literatur

Deyle, 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. :

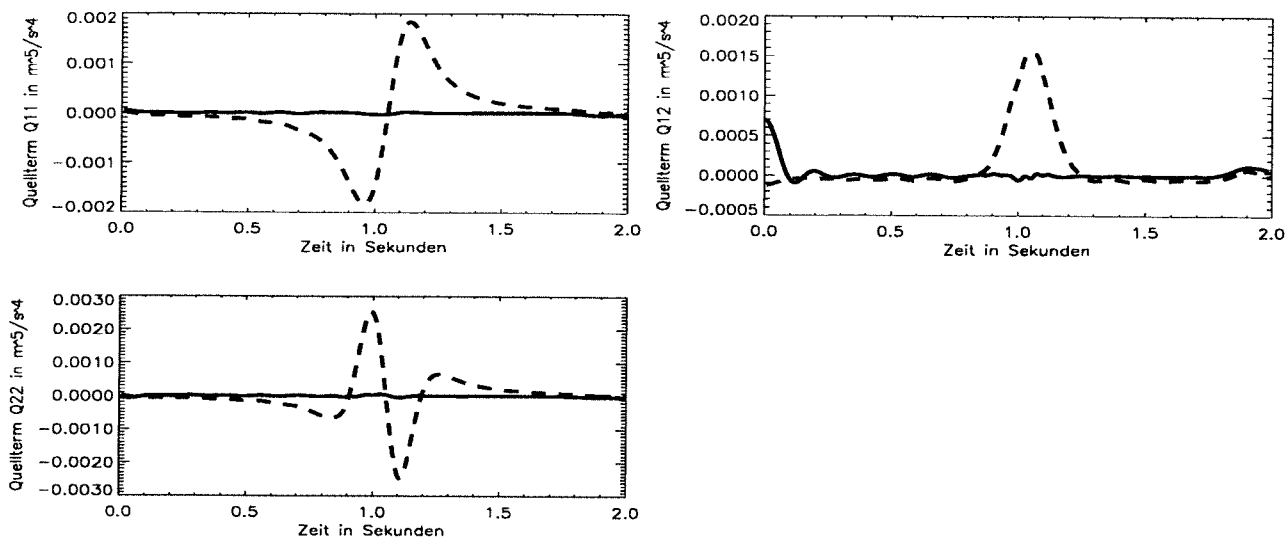
(1996) Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im laminar-turbulenten Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht. Dissertation zum Dr.Ing. an der Universität Hannover

Datum: 6. Oktober 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. M. Rose, Dipl.-Phys. A. Wilde		
Institution	Technische Universität Dresden		
Adresse	Institut für Technische Akustik 01062 Dresden	Telefon	0351/ 463 2509
		Telefax	0351/ 463 7091
Thema	Vergleich aeroakustischer Analogien bezüglich ihrer Anwendbarkeit auf CFD-Daten		
Ausgangssituation	Aeroakustische Analogien ermöglichen die Berechnung des durch eine Strömung erzeugten Lärms bei vorgegebener Quellverteilung. Der physikalisch bestimmte Multipolcharakter der Quelle ist bei entsprechender Darstellung der Integrale explizit vorhanden. Numerische Strömungssimulationen (insbes. DNS, LES) liefern eine gute Datenbasis für diese Analogien, da die notwendigen akustischen Quellterme direkt aus den instationären Strömungsfeldgrößen berechnet werden können. Dabei treten in Abhängigkeit von der Quelltermformulierung spezifische Probleme auf, deren Untersuchung und Lösung die zentrale Aufgabe des Projektes ist.		
Ziel	Untersuchung der Eignung und Genauigkeit ausgewählter aeroakustischer Analogien für die Vorhersage des aerodynamisch erzeugten Lärms aus Daten numerischer Strömungssimulationen sowie der Kompatibilität von Strömungsmodell und akustischem Modell.		
Lösungsweg	Auf der Grundlage theoretischer Vorbetrachtungen wurde ein prinzipieller Algorithmus zur Berechnung der Lärmerzeugung in akustisch kompakten aerodynamischen Quellvolumen entwickelt. Implementiert wurden die Quelltermdarstellungen nach LIGHTHILL und POWELL/HOWE. Das Modell berücksichtigt, daß die physikalisch bestimmte Multipolstruktur der Quelle erhalten bleibt und die Berechnung der notwendigen Integrale effizient, während der Strömungssimulation, erfolgen kann. Das Verfahren wurde auf einfache zweidimensionale Strömungen (Wirbel in Parallelströmung und 'tanzendes Wirbelpaar' - DNS) und auf einen turbulenten Freistrahle (LES) angewandt.		
Ergebnis	Es konnte gezeigt werden, daß das Ergebnis der Berechnung der Quellstärkeintegrale entscheidend davon abhängt, inwiefern die Randbedingungen der Strömungssimulation mit den Voraussetzungen, die die aeroakustische Analogie an das Quellgebiet stellt, kompatibel sind. Das größte Problem dabei stellt das 'Herauswandern' von Quellstärke aus dem Integrationsvolumen dar. Da das generell bei einer Strömungssimulation nicht vermieden werden kann, muß während der Berechnung der akustischen Quellterme ein Korrekturalgorithmus benutzt werden (Bild). Dieses Verfahren muß auf die Form der Quelltermdarstellung (z.B. LIGHTHILL, POWELL/HOWE) abgestimmt werden.		



Quellterme $\ddot{Q}_{ii}$ der akustischen Analogie nach Lighthill für den das Kontrollvolumen verlassenden Oseen-Wirbel. Dargestellt ist der mit der dreidimensionalen Green'schen Funktion berechnete Quellterm der 1,1; 1,2 und 2,2-Quadrupole. Die gestrichelte Linie ist das unkorrigierte, die durchgezogene Linie das korrigierte Signal.

Für die bekannte Modellstudie 'tanzendes Wirbelpaar', die von grundlegender physikalischer Bedeutung ist, liefern beide aeroakustische Analogien identische Ergebnisse. Dies ist zunächst überraschend, weil die jeweils benutzten Quellgrößen (Geschwindigkeit bei Lighthill und Vorticity bei Powell/Howe) mit der Entfernung unterschiedlich schnell abklingen. Die zeitlichen Schalldruckverläufe lassen sich mit dem Verfahren der 'Matched Asymptotic Expansion' ausgezeichnet quantitativ reproduzieren. Die Untersuchung eines weiteren Beispiels, ein turbulenter Freistrah aus einer Schlitzdüse, ist gegenwärtig noch nicht abgeschlossen. Die vorläufigen Ergebnisse weisen darauf hin, daß das Ergebnis der Powell/Howe-Analogie nicht invariant gegenüber der Lage des Koordinatensystems im Quellvolumen ist. Eine Verschiebung des Ursprunges aus dem Mittelpunkt des Quellvolumens heraus bewirkt eine deutliche Abweichung gegenüber dem Ergebnis der Lighthill-Analogie.

weiteres Vorgehen

Als Schwerpunkte für die Weiterführung dieser Studien haben sich herauskristallisiert:

1. die Untersuchung der Empfindlichkeit der akustischen Analogieverfahren hinsichtlich geometrischer Variationen,
2. die Behandlung der Ausströmbedingung (Quellkonvektion aus dem Volumen),
3. die Fortsetzung der Freistrahlsimulation bzw. Untersuchung eines Freistrahls höherer MACH-Zahl,
4. Referenzexperimente im aeroakustischen Windkanal des Institutes für Technische Akustik der TU Dresden.

Mitteilung

Projektgruppe / Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner T. Rung, H. Lübcke, F. Thiele

Institution Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik, TU Berlin

Adresse Müller-Breslau-Straße 8, D-10623 Berlin
Telefon: 314 24416 **Fax:** 314 21101 **e-mail:** rung@pi.tu-berlin.de

weitere Partner Prof. S. Fu, Tsinghua Universität, Beijing

Thema Realizability von expliziten algebraischen Reynoldsspannungsmodellen

Ausgangssituation

In den letzten Jahren wurden zahlreiche explizite algebraische Reynoldsspannungsmodelle (EARSMS) veröffentlicht. Diese Modelle können die entscheidenden Glieder der Transportgleichung der Reynoldsspannungen, wie Produktion und Umverteilung der Reynoldsspannungen exakt wiedergeben. Deshalb vereinen sie numerische Effizienz der linearen Wirbelzähigkeitsmodelle mit der Vorhersagequalität der Transport Reynoldsspannungsmodelle.

Zielsetzung

In dieser Studie wird gezeigt, daß EARSMS schon in einfachen Scherströmungen physikalisch unsinnige, negative Normalspannungsanteile liefern und damit das Realizability Prinzip grob verletzen. Ziel der Untersuchung ist die Formulierung eines realisablen EARSMS.

Lösungsweg

Das Realizability Prinzip verlangt, das ein Turbulenzmodell immer Turbulenzgrößen liefert, die die grundlegende Physik der turbulenten Strömungen wiedergeben. Insbesondere müssen die Anteile der turbulenten kinetischen Energie immer positiv bleiben und die Schwartz'sche Ungleichung erfüllt werden. Verschiedene EARSMS, die auf dem Vorgehen von Gatski (1993) basieren, wurden einer Realizability Analyse unterzogen, die grundlegenden Strömungen wie ebene, gekrümmte und rotierende Scherströmungen sowie rotationsfrei beschleunigte Strömungen berücksichtigt. Eine ausführliche Beschreibung der Analyse ist Rung (1997) zu entnehmen. Diese Analyse und die Konsistenz zur hydrodynamischen Stabilitätstheorie führt zu Zwangsbedingungen für die Konstanten der im EARSMS verankerten Druck-Scher Korrelation. Eine Berücksichtigung dieser Zwangsbedingungen führt zu einem neuen Konstantensatz, dem Realizable Quadratic Eddy-Viscosity Model (RQEVM).

Ergebnis

Einen Eindruck über die leistungsfähigkeit des neuen Modells geben die folgenden Abbildungen einer Hügelumströmung [1] und einer Stoß Grenzschicht Interaktion [2].

Literatur

Gatski, T.B., Speziale, C.G., 1993, *On explicit algebraic stress models for complex turbulent flows*, J. Fluid Mech., Vol. 254, pp. 59-75.

Fu, S., Rung, T., Thiele, F., 1997, *Realizability of Non-linear Stress-Strain Relationships for Reynolds-Stress Closures*, Proc. of the 11th Symp. on Turb. Shear Flows, pp. 13.1-13.6.

weiteres Vorgehen

Im weiteren sollen Kompressibilitätseffekte berücksichtigt werden, um die Qualität des Modells in trans- und supersonischen Strömungen weiter zu verbessern.

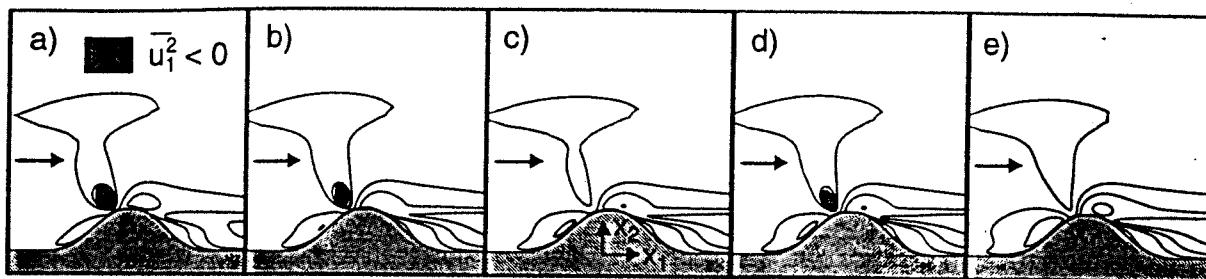
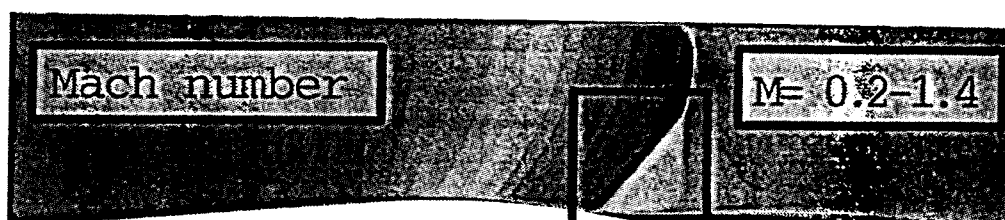
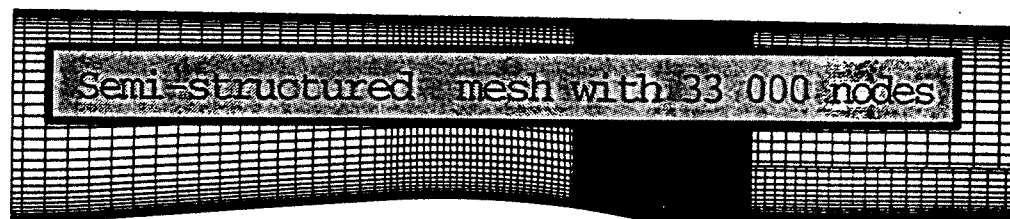


Abb. 1 Normalspannungen $\overline{u_1' u_1'}$ der Hügelumströmung bei verschiedenen EARSM:
a) lin k- ϵ , b) GS-LLR, c) GS-GL, d) GS-SSG, e) RQEVm



Interferogram of the λ shock-wave structure

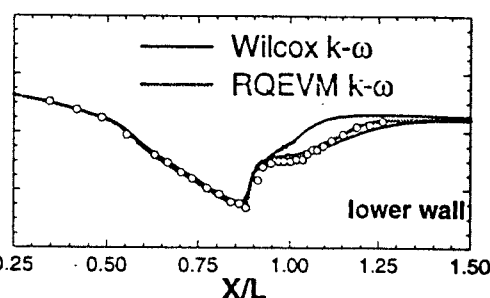
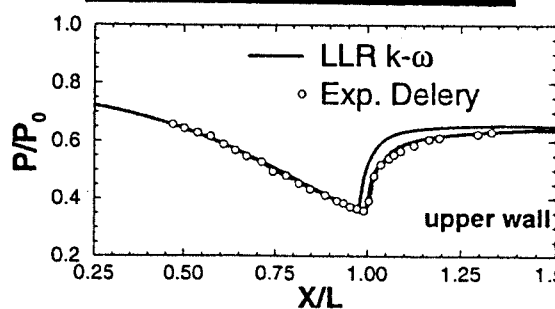
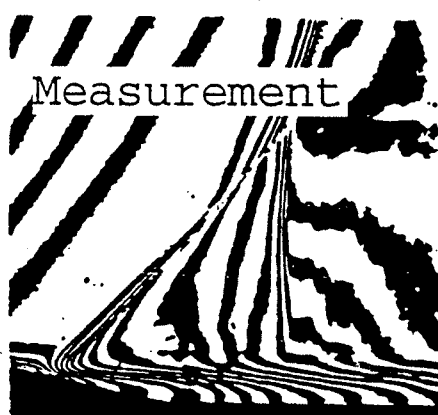


Abb. 2 Stoß-Grenzschicht Interaktion: Stoßstruktur & Wanddrücke

Datum: 16. September 1997

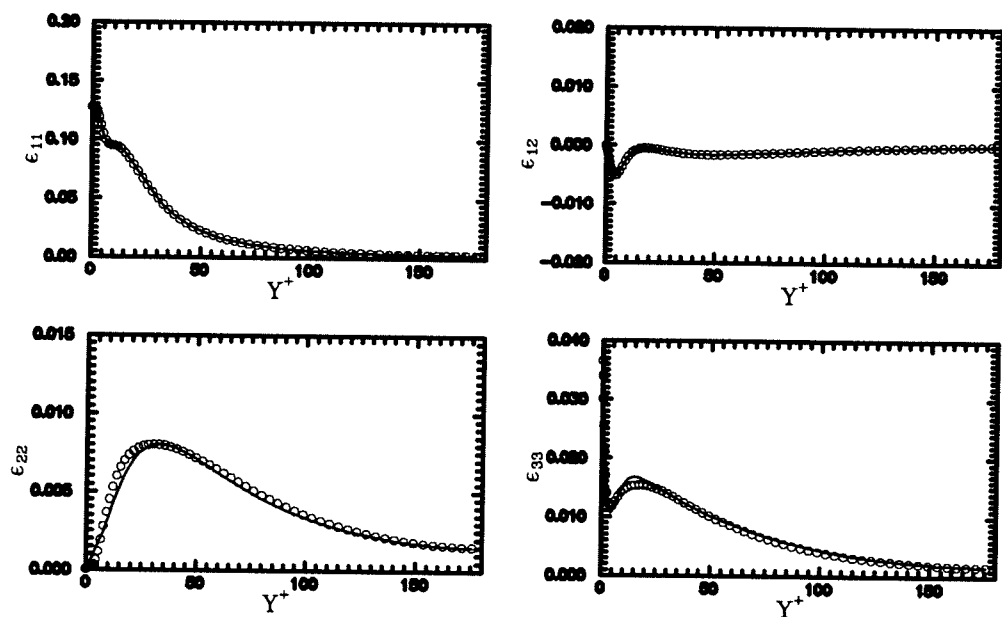
Mitteilung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Aerodynamik und Turbulenz
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. T. Schenck and Dr. J.Jovanović
Telefon	09131/859507
Fax	09131/859503
weitere Partner	DFG, EG
Thema	Statistical Analysis of the Turbulent Dissipation Rate
Ausgangssituation	The work is based on analytical, experimental and numerical investigations aimed to advance the closure of the equations for the turbulent dissipation rate. The two-point correlation technique and invariant theory will be used for the representation of correlation functions. The work tackles one of the central weaknesses of the current turbulence research, the closure of the equations for the dissipation correlations. Many of the advantages, which could be obtained by moving to a Reynolds stress transport formulation, are not realized since the equations for predicting the turbulent dissipation rate are retained in their standard form. The suggested improvements in the treatment of the dissipation rate correlations would markedly increase our capability to predict turbulent flows with the second moment turbulence closure.
Ziel	To develop the closure of the equations which define the turbulent dissipation rate on a physically and mathematically rigorous basis without adjustable constants, damping functions or ad hoc approximations. Extend the applicability of derived closure for the treatment of solid boundaries, large separation, three dimensionality, strong curvature and rotation.
Lösungsweg	The research program consists of: • Analytical representation of the two-point correlation functions. • Decomposition of the dissipation tensor into its components based on analytical consideration of the two-point correlation functions. • Determination of the terms in the budget of the equation which governs the homogeneous part of the turbulent dissipation rate. • Analytic evaluation of the terms which describe the departure from local homogeneity of turbulence at small scales; the turbulent and pressure transport terms.

Ergebnis

Statistical analysis based upon the two-point correlation technique shows that the turbulent dissipation rate can be decomposed into homogeneous and inhomogeneous parts. The inhomogeneous part is especially important in wall bounded flows, since it contributes to half of the dissipation rate at the wall. Utilizing the two-point correlation technique, an equation for the homogeneous part of the turbulent dissipation rate is derived. The equation mentioned above possesses the following advantages over the commonly employed procedures for direct evaluation of the turbulent dissipation rate:

- Formulation of wall boundary conditions is very convenient.
- Splitting of the dissipation rate tensor into its components can be studied more easily.
- The equation for the homogeneous part of the turbulent dissipation rate does not contain damping functions.



Partition of the stress dissipation in turbulent channel flow: $\circ \circ \circ$ DNS, data, — predictions.

Literatur

1. Jovanović, J., Ye, Q.Y., Jakirlić, S. and Durst, F. Turbulence closure for dissipation rate correlations, Submitted to J. Fluid Mechanics, 1996.
2. Jovanović, J., Ye, Q.Y. and Durst, F. Statistical Interpretation of the Turbulent Dissipation Rate in Wall Bounded Flows, Journal of Fluid Mechanics, Vol.293 pp.321-347, 1994.

Mitteilung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Aerodynamik und Turbulenz
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. T. Schenck and Dr. J.Jovanović
Telefon	09131/859507
Fax	09131/859503
weitere Partner	DFG, EG
Thema	Turbulent dissipation rate measurements in a plane wake flow
Ausgangssituation	The work is related to the validation of the modeled equations for prediction of the dissipation rate correlations, using the experimental data obtained from hot-wire measurements in a plane wake flow behind a circular cylinder in cross flow. Good spatial resolution of the measurements was ensured by measuring in the far wake where the turbulence level is only a few percent of the mean velocity and by running the experiment at low Reynolds numbers ($Re_\lambda \simeq 40-80$). Data is provided for all quantities involved in the balance of the turbulent kinetic energy, including the components of the stress and dissipation tensors as well as the triple correlations. The gradients of fluctuating velocity in the normal and lateral directions, which contribute to the dissipation rate correlations, were measured using three different configurations of a pair of either single or cross hot-wire probes. Taylor's hypothesis was used to determine the fluctuating velocity derivatives in the streamwise direction.
Ziel	The main objectives of the experiment are: • to measure all components of the stress and dissipation tensors • to validate the developed closure for the partition of the stress dissipation • to validate the balance of the closed equation for the turbulent dissipation rate using the experimental data.
Lösungsweg	The experimental investigations were carried out in the closed test section of a return-type wind tunnel at the Lehrstuhl für Strömungsmechanik. The test section was 1.87m wide, 1.40m high and 2.0m long. The wake was generated by a steel tube of diameter $d=3\text{mm}$ that was installed horizontally at the mid plane of the tunnel test section. All measurements were done at the nominal measuring station $x/d \simeq 400$ downstream from the cylinder where the wake reached its self-preserving state.

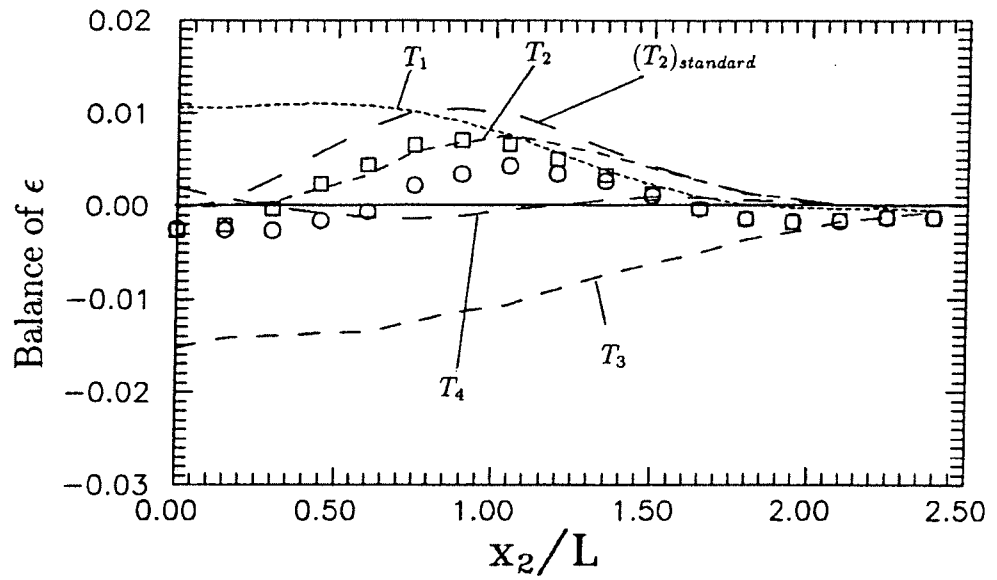


Fig.1: Terms in the budget of Eq.(1) deduced from the experimental data. -----, convection term ($T_1 = U_k \frac{\partial \epsilon_h}{\partial x_k}$); -----, production term ($T_2 = -2A \frac{\epsilon_h \overline{u_k u_s}}{k} \frac{\partial U_s}{\partial x_k}$); -----, sink term ($T_3 = -\psi \frac{\epsilon_h^2}{k}$); -----, transport term ($T_4 = \frac{\partial}{\partial x_k} (C_\epsilon \frac{k}{\epsilon} \overline{u_k u_l} \frac{\partial \epsilon_h}{\partial x_l})$); -----, production term ($(T_2)_{standard} = -1.44 \frac{\epsilon_h \overline{u_k u_s}}{k} \frac{\partial U_s}{\partial x_k}$); o o o, sum of terms $T_1 + T_2 + T_3 + T_4$; □ □ □, sum of terms $T_1 + (T_2)_{standard} + T_3 + T_4$.

Ergebnis

Figure 1 shows the budget of the classical equation for ϵ :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \epsilon}{\partial t} + U_k \frac{\partial \epsilon}{\partial x_k} = & -C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon \overline{u_i u_k}}{k} \frac{\partial U_i}{\partial x_k} - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} + \\ & \frac{\partial}{\partial x_k} (C_\epsilon \frac{k}{\epsilon} \overline{u_k u_l} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_l}) + \nu \Delta_x \epsilon, \end{aligned} \quad (1)$$

$$C_{\epsilon 1} \simeq 1.44, \quad C_\epsilon \simeq 0.18,$$

computed from the experimental data. The terms in the budget are normalized by the centreline mean-velocity defect U_0 (which is the difference between the free stream and local mean velocities) and the length scale L defined at the position in the wake where the mean-velocity defect reaches $0.5U_0$. The large positive imbalance in the data from Fig.1 is a clear indication of failure in the production term of (1). Figure 1 also shows that the budget of the equation for ϵ in which $C_{\epsilon 1}$ and $C_{\epsilon 2}$ depends on the anisotropy of turbulence is satisfied to an acceptable degree of accuracy across the entire wake. We see that inclusion of the anisotropy in description of dynamics ϵ is of substantial importance.

Literatur

1. BROWNE, L.W., ANTONIA, R.A. & SHAH, D.A. 1987 Turbulent energy dissipation in a wake. *J. Fluid Mech.* **179**, 307-326.
2. YE, Q.-Y. 1996 Die turbulente Dissipation mechanischer Energie in Scherschichten. *PhD thesis*, Universität Erlangen-Nürnberg.
3. JOVANOVIĆ, J., YE, Y.-Q. AND DURST, F. 1997 Turbulent dissipation rate measurements in a plane wake flow. *Proc. Eleventh Sym. on Turbulent Sher Flows*, Grenoble.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Laminar-turbulente Transition)

Ansprechpartner: Andreas Stolte

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2294

Telefax: 0551-709-2446

weitere Partner / Betreuer: Dr. W. Koch, Dr. F.P. Bertolotti, S. Hein,
Dr. H. Bippes, Dr. T. Lerche, Dr. U. Dallmann
(DLR - Institut für Strömungsmechanik)
Prof. Dr. H. Eckelmann (Universität Göttingen)

Thema

Sekundäre Instabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Die dreidimensionale Grenzschichtströmung über einem schräg zur Vorderkante angeströmten Körper ist instabil gegenüber stationären und laufenden Querströmungsinstabilitäten. Kurz vor der laminar-turbulenten Transition können in solchen Strömungen hochfrequente sekundäre Instabilitäten beobachtet werden.

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 neben den Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Instabilitäten die durch die Störungen hervorgerufene nichtlineare Grundströmungsverformung und die dadurch ermöglichten sekundären Instabilitätsformen.

Lösungsweg

Auf der Grundlage eines DLR-Prinzipexperimentes, in dem stationäre und laufende Querströmungsinstabilitäten gezielt angeregt werden können [3], wird mit Hilfe der parabolisierten Stabilitätsgleichungen (PSE) [1] das nichtlineare Instabilitätsverhalten einer dreidimensionalen Grenzschichtströmung gegenüber diesem Störungstyp untersucht. Um einen Vergleich der Ergebnisse auch mit einer an der Universität Stuttgart durchgeführten direkten numerischen Simulation [4] sowie der im DLR-Institut für Strömungsmechanik durchgeführten sekundären Instabilitätsanalyse auf der Grundlage von Gleichgewichtslösungen [2] zu ermöglichen, wird basierend auf den Messdaten des Prinzipexperimentes und den Eingabedaten der DNS eine Modellströmung definiert. Diese wird zunächst mit Hilfe der linearen und nichtlinearen parabolisierten Stabilitätsgleichungen auf stark angefachte primäre Instabilitäten sowie deren Wechselwirkungen und Sättigungsverhalten hin untersucht. Den zweiten Teil der Untersuchungen bildet dann die Analyse der Instabilitätseigenschaften der durch die primären Störungen verformten Grundströmung.

Ergebnis

In den PSE-Rechnungen können die im Experiment beobachteten nichtlinearen Phänomene wie Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Störungsformen und Amplitudensättigung qualitativ bestätigt werden. Durch die Anwesenheit der primären Störungen wird die Grundströmung nicht-linear verformt (Abbildung 1). Aufgrund von sehr großen räumlichen Transienten in der Störungsanfängung hängt die erreichte maximale Störungsamplitude von der Anfangsamplitude der Querströmungswirbel ab.

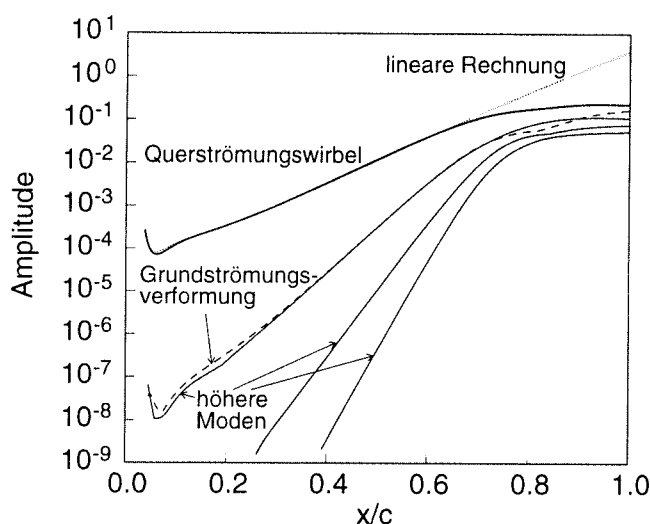


Abbildung 1: Nichtlineare Amplitudenentwicklung eines Querströmungswirbels.

Literatur

- [1] BERTOLOTTI, F.P.: *Transition Modeling Based on the PSE*, Turbulence and Transition Modeling, Proceedings of the ERCOFTAC/IUTAM Summerschool, Hrsg. M. Hallböck, A. V. Johansson, D. S. Henningson, H. P. Alfredsson, Kluwer Academic Publishers, 1995.
- [2] KOCH, W.: *Nonlinear Crossflow Saturation in Three-Dimensional Boundary Layers*, IUTAM Symposium on Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers, Hrsg. P.W. Duck and P. Hall, Kluwer Academic Publishers, 1996.
- [3] LERCHE, T.: *Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht*, Dissertation, Universität Hannover, 1996.
- [4] MÜLLER, W.: *Numerische Untersuchung räumlicher Umschlagvorgänge in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen*, Dissertation, Universität Stuttgart, 1995.

weiteres Vorgehen

Sekundäre Instabilitätsanalyse der durch Querströmungsinstabilitäten verformten Grundströmung sowie Untersuchung der für den laminar-turbulenten Übergang bedeutsamen Mechanismen.

Datum: 09.02.98

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Laminar-Turbulent Transition

Ansprechspartner: **Dr. Vassilios Theofilis**

Thema: **DIRECT NUMERICAL SIMULATIONS OF INCOMPRESSIBLE AND COMPRESSIBLE FLOWS, WITH EMPHASIS ON QUASI-3D FLOW TRANSITION.**

Ausgangssituation:

- (a) A new direct numerical simulation (DNS) code was developed for the study of nonlinear instability of incompressible boundary-layer type of flows, particularly focussed on quasi-3D basic states.
- (b) Article on direct numerical simulation of compressible model-shear-layer flow invited, refereed and accepted for publication. Further development of the relevant codes.

Ziele:

- (a) Extension of the currently used 'temporal' DNS, in which $\mathbf{Q} = (U(y), 0, 0)^T$ (cf. plane Poiseuille, 'parallel' Blasius boundary-layer flows) or $\mathbf{Q} = (U(y), 0, W(y))^T$ (cf. Falkner-Skan-Cooke crossflow model basic flow) and 'spatial' DNS, in which $\mathbf{Q} = (U(x,y), 0, 0)^T$, to accommodate pseudo-planar (uniplanar) flows of the second kind, for which the basic velocity vector comprises components of the form

$$\mathbf{Q} = (U(x,y), V(x,y), W(x,y))^T,$$

one of which is Leading-Edge Boundary Layer (LEBL) flow.

- (b) Further development of our compressible DNS in order to study instability of realistic shear-layer flows (with Dr. S. O. Seddougui).

Loesungswege:

- (a) The issue of satisfaction of continuity, in conjunction with numerical solution of the incompressible Navier-Stokes equations, is one which has plagued many currently-used DNS codes [1,2]. The origin of the difficulties is the specification of the correct boundary conditions for pressure in solving the Poisson equation for this quantity; one obvious solution to the problem is avoidance of formulation/solution of an equation for pressure [3]. The size of the resulting problem, especially if two spatial dimensions have to be resolved, calls for novel approaches for the solution of large linear systems. Approaches which we have successfully implemented so far are based on Krylov-subspace iteration methods, specifically Full Orthogonalization Method (FOM), Generalized Minimization of Residuals (GMRES) and its restarted version GMRES(m).
- (b) Our compressible DNS code, the inviscid part of which was used in the study presented in [4], concerning the development of finite-time singularities, is currently being adapted to address the nonlinear instability problem whose linear stages have been addressed in [5], in collaboration with Dr. S. O. Seddougui of Birmingham University.

Ergebnisse:

(a) The classic plane Poiseuille flow (PPF) has served as testbed for the performance of the DNS on three types of tests: (i.) calculation/maintenance of the basic flow, (ii.) calculation of linear stability theory eigenvalue-problem results, and (iii.) calculation of subcritical transition to turbulence. The results of all three tests are in excellent agreement with the abundantly available literature results on PPF [6,7]. In the first test an arbitrary initial velocity profile is imposed and the time-dependent Navier-Stokes equations are marched to a steady state. Physical considerations based on linear instability theory and the chosen value of Reynolds number determine whether such a steady-state solution exists; provided one does exist, an accurate DNS should recover it. The second test concerns the transient decay of perturbations at subcritical conditions or, respectively, the growth of small-amplitude disturbances at supercritical Reynolds numbers. Linear theory provides the damping/growth rates which are to be calculated in a time-accurate calculation by the DNS. The third test involves the calculation of nonlinear mode interactions and generation of harmonics, leading to transition and turbulence. By comparison with the well-documented PPF, all three tests have been successfully passed by our newly-developed incompressible DNS. The parabolic profile was recovered, linear theory results were reproduced (Fig. 1, left) and the nonlinear development of the detached shear layer prior to transition was correctly reproduced (Fig. 1, right).

(b) No new results have been obtained, compared with those presented in the previous Mitteilung.

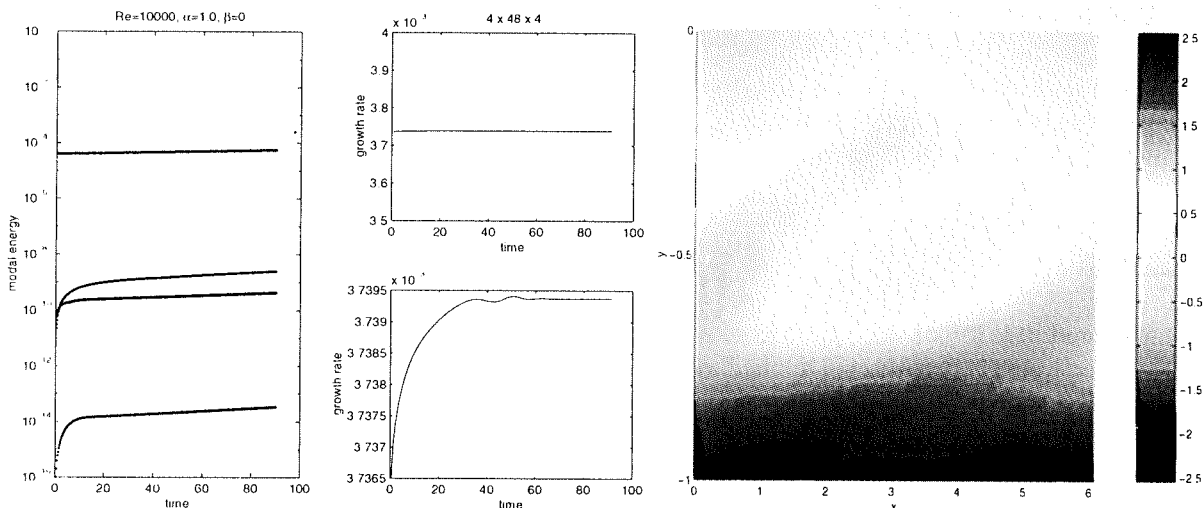


Fig.1 Reproduction of linear-theory growth rates by the DNS for PPF at $Re=10^4$, $a=1$ (left) and formation of detached shear layer through nonlinear interactions in subcritical PPF at $Re=5000$ (right).

Literatur:

- [1] Tuckermann, L. S. 1989 Divergence-free velocity fields in nonperiodic geometries. *J. Comp. Phys.* **80**, pp. 403 - 441.
- [2] Werner, J. 1995 Incompressibility and no-slip boundaries in the Chebyshev-Tau approximation: A correction to Kleiser and Schumann's influence-matrix solution. *J. Comp. Phys.* **120**, pp. 260 - 265.
- [3] Moin, P. and Kim, J. 1980 On the numerical solution of time-dependent viscous incompressible fluid flows involving solid boundaries. *J. Comp. Phys.* **35**, pp. 381 - 392.
- [4] Theofilis, V. 1998 On the resolution of critical flow regions in inviscid linear and nonlinear instability calculations. *J. Eng. Math.* (to appear in the special issue of June '98).
- [5] Owen, D. J., Seddougui, S. O. and Otto, S. R. 1997 The linear evolution of centrifugal instabilities in curved, compressible mixing layers. *Phys. Fluids* **9**, pp. 2506 - 2518.
- [6] Kleiser, L. and Schumann, U. 1984 Spectral simulations of the laminar-turbulent transition process in plane Poiseuille flow. In: R. G. Voigt et al (eds.) *Spectral methods for PDEs*, pp. 141-163.
- [7] Krist, S. E. and Zang, T. A. 1987 Numerical simulation of channel-flow transition. *NASA TP 2667*, 66 pp.

Weiteres Vorgehen: Further development and validation studies, in particular with respect to efficient algorithms for the numerical solution of large nonsymmetric linear systems.

Datum: 09. 02. 1998

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Laminar-Turbulent Transition

Ansprechspartner: **Dr. Vassilios Theofilis**

Weiter Partner: **Dr. Fabio Bertolotti, Dr. Uwe Dallmann**

Thema: **LEADING EDGE BOUNDARY LAYER (LEBL) INSTABILITY**

(a) Article in the Journal of Fluid Mechanics. (b) Partial-derivative (two-dimensional) linear stability eigenvalue problem; analysis of the results obtained (with Dr. U. Dallmann). (c) Preliminary studies of nonlinear instability (with Dr. F. P. Bertolotti).

Ausgangssituation:

(a) Article appeared in JFM vol. 355, pp. 193 - 227 [1]. (b) The PEPS concept (see previous Mitteilungen) was extended to open-systems and applied to LEBL flow. Results were analysed and an internal report, IB 223-97 A-44, was written. Its text, with minor modifications, was submitted for publication in the Journal of Fluid Mechanics. (c) Comparisons of linear results between the novel PSE approach under development by Dr. Bertolotti and our PEPS code were performed, with excellent agreement obtained..

Ziele:

(a) This work forms the state-of-the-art in linear and nonlinear instability analyses of LEBL flow which incorporate the Görtler-Hämmerlin ansatz. (b) The objective was to verify and extend the Görtler-Hämmerlin ansatz by solution of the two-dimensional eigenvalue problem in which no assumption on the chordwise dependence of disturbances is made. Furthermore we aimed at analyzing the two-dimensional partial-derivative eigenvalue problem results, in order to unravel analytically the spatial structure of the two-dimensional eigenvectors. (c) Validation of the novel PSE-like concept under development by Dr. Bertolotti..

Loesungswege:

(a) Our two-dimensional eigenvalue problem solver was extended to study of open flow systems comprising three velocity components which depend on two spatial directions. Furthermore, a variant of the Arnoldi algorithm was utilised to recover the leading eigenvalues. No new codes were written. (c) We formulated an extension of the Görtler-Hämmerlin ansatz, in order to address linear instability of LEBL flow in three spatial dimensions. Codes for both the temporal and the spatial eigenvalue problem were written. (d) Results of the approaches of (c) were made available.

Ergebnisse:

(a) No new results have been obtained. (b) We extended the approach of [3] by relaxing the restrictive boundary conditions of symmetry used in the latter work. The results of the two-dimensional eigenvalue problem are in excellent agreement with those of [3], suggesting that the symmetry of the disturbance problem is imposed by the basic flow and may be amenable to analysis. Indeed, we propose an analytical extension of the Görtler-Hämmerlin model, with prescribed symmetric/antisymmetric structure of the disturbance field. Our proposed model is capable of reproducing the results of the two-dimensional temporal eigenvalue problem [2, 3] or spatial DNS [4] at a negligible fraction of the cost of either of the latter approaches. The results were submitted for publication (c) Frequency and growth rate results for both stable and unstable linear waves, as predicted either from solution of the two-dimensional eigenvalue problem or the extended Görtler-Hämmerlin model, were compared with the results obtained from the linear local version of the code developed by Dr. Bertolotti. The discrepancies at convergence were confined to the sixth significant digit of either quantity.

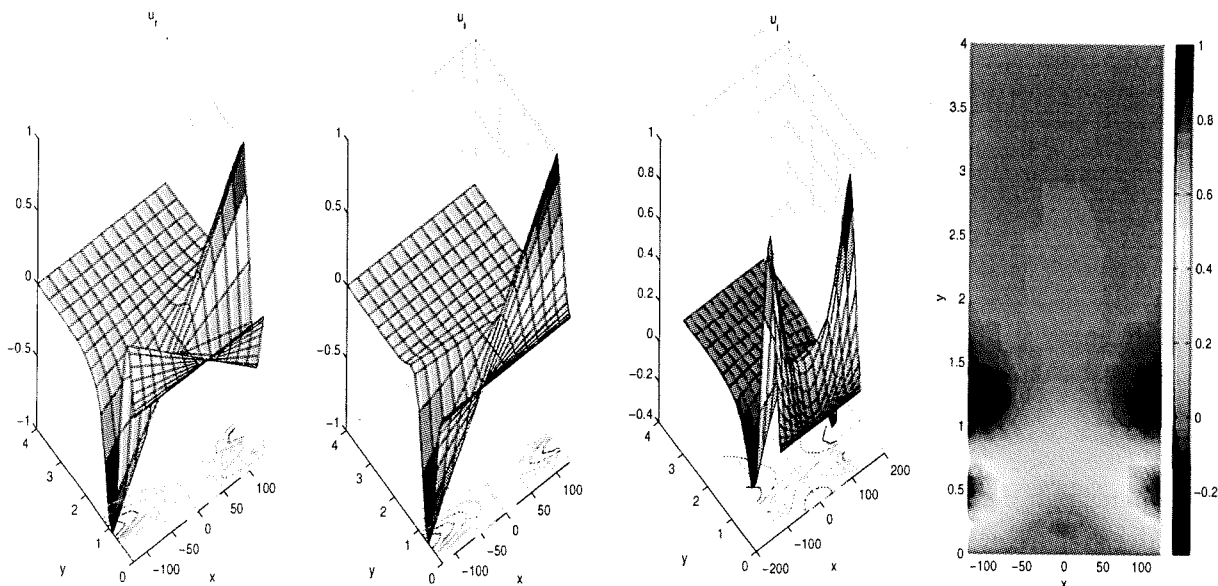


Fig. 1: The three-dimensional structure of the chordwise velocity component of the Görtler-Hämmerlin mode (left) and that of the imaginary part of mode A1 (right), as solutions of the partial-derivative eigenvalue problem.

Literatur:

- [1] Theofilis, V. 1997 On linear and nonlinear instability in the incompressible swept attachment line boundary layer. *J. Fluid Mech.* **355**, pp. 193 - 227.
- [2] Theofilis, V. 1997 On the verification and extension of the Görtler-Hämmerlin assumption in three-dimensional incompressible swept attachment line boundary layer flow. *DLR IB 223-97 A-44*.
- [3] 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**, pp. 239 - 255.
- [4] Joslin, R. D. 1996 Simulation of three-dimensional symmetric and antisymmetric instabilities in attachment-line boundary layers. *AIAA J.* **34**, pp. 2432 - 2434.

Weiteres Vorgehen: (a) Completed. (c) Expecting Referees' report. (d) Provision of initial conditions for nonlinear simulations.

Datum: 09. 02. 1998

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. C. Wagner, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich
Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München

Adresse: 85747 Garching
Telefon: 089/289-16134
Telefax: 089/289-16151
weitere Partner:

Thema

Turbulenzstruktur in Rohren mit undurchlässiger und poröser Wand

Ausgangssituation

In vollentwickelter Rohrströmung wird die maximale Produktion von turbulenter kinetischer Energie in Wandnähe durch die Undurchlässigkeitsbedingung bzw. den daraus resultierenden 'wall blocking'-Effekt begrenzt. Diese Erkenntnis lieferten direkte numerische Simulationen turbulenter Strömungen in plötzlichen Rohrerweiterungen (Wagner [1]). Stromab der Querschnittserweiterung wurde dabei ein starkes Anwachsen der Produktionsraten in der freien Scherschicht beobachtet, das zum Teil auf die Erholung der Strömung von der Undurchlässigkeitsbedingung an der Zuströmwand zurückzuführen ist.

Ziel

Um die Mechanismen des 'wall blocking'-Effekts besser zu verstehen, sollen direkte numerische Simulationen der vollentwickelten turbulenten Strömung in Rohren mit undurchlässiger und vollständig durchlässiger Wand analysiert werden. Wie im Falle der undurchlässigen Wand werden dabei auch bei ideal poröser Wand Haftbedingungen für die tangentialen Geschwindigkeitskomponenten spezifiziert. Für beide Wandbedingungen führt diese Vorgehensweise zu verschwindender Reynoldsspannung direkt an der Wand und damit zu gleichen mittleren Druckgradienten. Um eventuell auftretende Reynoldszahleffekte untersuchen zu können, sollen ferner Simulationen für drei verschiedene Reynoldszahlen ($Re_\tau = 360, 720, 900$) durchgeführt werden.

Lösungsweg

Mit einem masse- und energierhaltenden Finite-Volumen-Verfahren werden die inkompressiblen, dreidimensionalen und zeitabhängigen Navier-Stokes-Gleichungen integriert. Auf versetzten Machenetzen liefert die räumliche Diskretisierung eine Genauigkeit von 2. Ordnung. Die semi-implizite Zeitintegration basiert auf einem impliziten Crank-Nicholson Zeitschritt (für Terme mit Ableitungen in Umfangsrichtung) und einem expliziten Leapfrog-Zeitschritt (für alle übrigen Terme), die beide von 2. Ordnung genau sind. Die zur Druck-Geschwindigkeitskopplung angewandte Projektionsmethode führt zu 3D-Poissongleichungen, die zu jedem Zeitschritt gelöst werden. Hierzu werden Fast Fourier Transformationen in den homogenen Richtungen (axial und azimuthal) durchgeführt. Die verbleibenden 1D-Helmholtzprobleme werden unter Verwendung eines Tridiagonal-Matrix-Algorithmus gelöst.

Ergebnisse

Statistisch gemittelte Strömungsgrößen (sh. Wagner and Friedrich [2]) zeigen nahe der porösen Wand im Vergleich zur undurchlässigen Wand stark erhöhte Turbulenzintensitäten und Reynoldsspannungen. Dies hat bei gleichem mittleren Druckgradienten einen deutlich erniedrigten Durchfluß zur Folge. Wie die Vektoren der Geschwindigkeitsfluktuationen einer Rohrquerschnittsebene in Bild 1 verdeutlichen, kann das über 'sweeps' zur porösen Wand transportierte Fluid diese ungehindert passieren. Die Höhenlinien der fluktuierenden Axialgeschwindigkeitskomponente, die in Bild 2 auf einer Mantelfläche mit konstantem Wandabstand dargestellt sind, zeigen, daß die Strömung nahe der porösen Wand ebenfalls in 'streaky structures' organisiert ist. Im Vergleich zur Strömung bei undurchlässiger Wand ergibt sich jedoch eine Verdopplung des sog. 'streak spacing'.

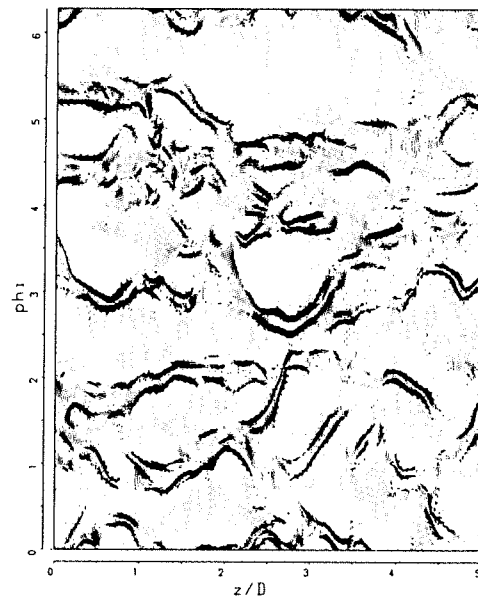
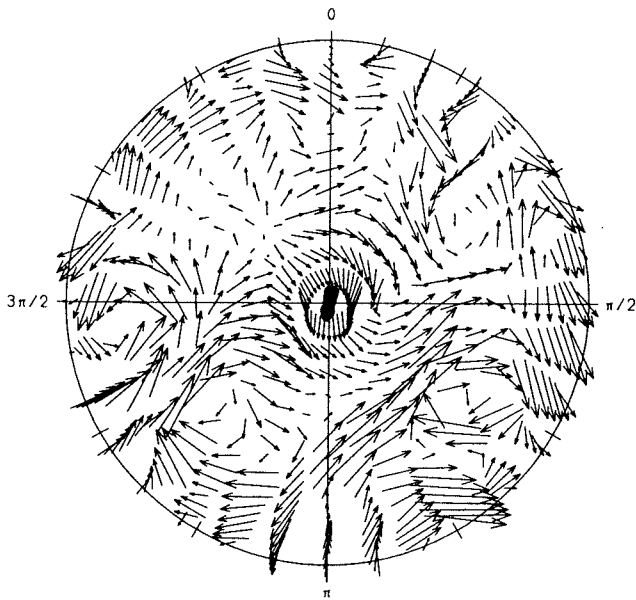


Bild 1: Fluktuierende Geschwindigkeitsvektoren in einer Querschnittsebene.

Bild 2: Höhenlinien der fluktuierenden Axialgeschwindigkeitskomponente in einer abgewinkelten Fläche mit Wandabstand $y^+ \approx 14$.

Literatur

- [1] Wagner, C. (1995): Direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen in einer Rohrerweiterung, Fortschrittsberichte VDI, Reihe 7, Nr. 283.
- [2] Wagner, C. and Friedrich, R. (1997): On the turbulence structure in solid and permeable pipes, Proceedings of the TSF-11 Symposium, Grenoble, France.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminar-Turbulente Transition / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	M. Wiegel, H. Bippes		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik, SM-SK-TNT		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551-709 2370 0551-709 2406
		Telefax	0551-709 2829
		Email: Markus.Wiegel@dlr.de	
weitere Partner	W. Kühn, Daimler-Benz Aerospace F. Bertolotti, DLR		
Thema	Experimente zur Beeinflussung der Querströmungsinstabilität mit Hilfe von Absaugung an der Wand		

Ausgangssituation

Die Instabilität dreidimensionaler Grenzschichten ist verursacht durch die Querströmung. Es handelt sich um eine Wendepunktsinstabilität, d.h. um eine Instabilität die bereits bei sehr kleinen Querströmungs-Reynoldszahlen auftritt. Passive Stabilisierung kann also nur über eine Reduktion der Querströmung erfolgen. Am transonischen Flügel moderner Verkehrsflugzeuge ist dies neben der Profilgebung nur über die Verkleinerung der Pfeilung möglich. Da letztere aber durch den Wellenwiderstand weitgehend festgelegt ist, sind die Möglichkeiten passiver Stabilisierung der Grenzschicht äußerst gering. Das stärkste Potential zur passiven Stabilisierung liegt in der Absaugung. Durch sie kann die Querströmung beträchtlich reduziert werden und bietet daher ein wirkungsvolles Mittel zur Verminderung der Querströmungsinstabilität. Eine weitere Möglichkeit zur Stabilisierung wird in der Dämpfung der Längswirbel gesehen. Nach den bisherigen Kenntnissen über den Transitionsprozeß bei Querströmungsinstabilität wird dieser wesentlich von der primären Längswirbelinstabilität beeinflusst. Die primär angefachten Längswirbel treten bereits bei sehr kleinen Amplituden mit den ebenfalls primär angefachten schräg laufenden Wellen in Wechselwirkung und führen zu einer frühen nichtlinearen Entwicklung. Darüber hinaus deformieren sie die Grenzschicht dreidimensional und machen sie instabil gegen sekundäre Instabilitäten. In der Praxis konnte bisher allerdings nur ein Bruchteil des stabilitätstheoretisch vorhergesagten Stabilitätspotential der Absaugung genutzt werden. Erste Versuche zur Stabilisierung mittels Absaugung sind bereits durchgeführt worden [1-3].

Ziel

Basierend auf der Kenntnis dieser Zusammenhänge, sollen Möglichkeiten aktiver Stabilisierung dreidimensionaler Grenzschichten in einem prinzipiellen Experiment untersucht werden. Dabei behandeln wir die Stabilisierung der Grenzschichtströmung mittels Absaugung unter Berücksichtigung der Anregung der Längswirbel durch Ungleichförmigkeiten in der Absaugeverteilung über der Oberfläche sowie der erhöhten Rauigkeit der Absaugeoberfläche.

Lösungsweg

Als Modell zu einem ausschließlich durch Querströmungsinstabilitäten dominierten Transitionsprozeß bietet die schiebende Platte ideale Voraussetzungen. Die Absaugung umfaßt vier unabhängig zu betreibende Absaugekammern mit einem porösen Blech auf der Oberseite mit Bohrungen von 50µm Durchmesser. Auf Grund der stromab anwachsenden Längswirbel tritt eine starke Verformung der Grundströmung auf. Um hier in der Lage zu sein das Verhalten der stationären wie auch instationären

AG STAB

Störungen zu beschreiben, muß das Strömungsfeld stromab in spannweiten Ebenen senkrecht zur Wand vermessen werden. Erschwerend kommt hinzu, daß das Verhalten der Absaugung auf die Stabilitätseigenschaften von einer Vielzahl von Parametern abhängig ist.

Die experimentellen Untersuchungen ermöglichen einerseits genauere Einblicke in die Instabilitätsentwicklung bei aktiver Stabilisierung unter Beachtung der Rezeptivität und andererseits die Anpassung und Überprüfung von Rechenverfahren. Letzteres ist besonders wichtig, um die experimentellen Ergebnisse auf den realen Flügel übertragen zu können und um Parameterstudien für eine optimale Auslegung durchführen zu können. Im einzelnen ist dabei zu untersuchen:

- Vermessung der Grundströmung bei Absaugung für vergleichende Stabilitätsrechnungen.
- Bestimmung der Störquellen, insbesondere Ungleichförmigkeiten in der Absaugung, als wirksamste Anregungsquellen für Längswirbel, zur Definition der Anfangsbedingungen für nichtlokale nichtlineare Betrachtungen.
- Bestimmung der optimalen Absaugekonfiguration.
- Beschreibung der Instabilitätsentwicklung in Stromabrichtung.
- Ermittlung von Datensätzen für Vergleichsrechnungen

Ergebnis

Die Absaugung ist ein wirksames Mittel zur Stabilisierung der laminaren Grenzschicht gegen Querströmungsinstabilitäten. Entscheidend für die Nutzung des gesamten Stabilisierungspotentials ist die technische Ausführung. Dabei ist besonders auf die Anregung der stationären Instabilitätsmoden (Längswirbel) zu achten. Die Rezeptivität gegen Absaugeinhomogenitäten wächst bei Annäherung an die Staulinie sehr stark an. Die besten Ergebnisse werden somit erzielt, wenn die Absaugung erst deutlich stromab von der Staulinie einsetzt. Die Meßergebnisse zeigen weiter, daß die Wahl der Absaugekammern auf die Stabilisierung der Grenzschicht sich nichtlinear verhält.

Literatur

- [1] H. Deyhle, Experimentelle Untersuchung zu Stabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichten mit Absaugung. Teil 1: Entwicklung Konzeption und Aufbau einer Absaugeeinrichtung für das Prinzipmodell der schiebenden ebenen Platte. DLR - IB 223-94 C 21, 1994
- [2] H. Bippes, M. Fischer, A. Wiedemann und F. Bertolotti, Experimente zur Beeinflussung der Querströmungsinstabilität mit Hilfe von Absaugung durch perforierte Wände. DGLR-Fachauschußsitzung „Beeinflussung von Tragflügelumströmungen“, 2./3. Mai 1996
- [3] A. Wiedemann, Ermittlung des Einflusses von Absaugung im Nasenbereich eines schiebenden Flügels auf die Stabilität der dreidimensionalen Grenzschichtströmung. Diplomarbeit der Georg-August-Universität zu Göttingen, 1996

weiteres Vorgehen

Aktuelle Probleme bei der Vorbereitung eines Großversuches erfordern die Untersuchung des Einflusses der Lochdurchmesser auf die Stabilisierungseigenschaften der Absaugung. Da insbesondere die Ungleichförmigkeiten in der Absaugung, als wirksamste Anregungsquellen für Längswirbel identifiziert sind wird die Möglichkeit der Absaugung auf Basis von in Strömungsrichtung angeordneten spannweiten 2D Absaugeschlitzen untersucht. Eine weiterhin zu klärende Frage im Zusammenhang von Rezeptivität ist der Einfluß der Absaugung auf die Strömungsprofile an den Absaugerändern.

Mitteilung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Theoretische Strömungsmechanik
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. N. Alleborn, Priv.-Doz. Dr. H. Raszillier
Telefon	09131/859486
Fax	09131/859503
weitere Partner	FOROB CeramTec, Marktrechwitz Invent GmbH, Uttenreuth
Thema	Kondensationstrocknung in der Beschichtungstechnik
Ausgangssituation	Das vorgeschlagene Prinzip der Kondensationstrocknung soll der Energieeinsparung und der Rückgewinnung von Lösemitteln bei der Trocknung beschichteter Materialien dienen. Gegenüber herkömmlichen Systemen wird dabei auf eine erwärmte Luftströmung verzichtet und der für den Stoffübergang notwendige Konzentrationsgradient durch die Kondensation des Lösungsmittels unmittelbar in der Trocknungskammer über der aufgetragenen Schicht erzeugt. Die freiwerdende Kondensationswärme kann mittels einer Wärmepumpe z. T. wiedergewonnen werden. Das kondensierte Lösungsmittel kann unmittelbar wieder-, bzw. weiterverwendet werden. Da der Trockner auch mit Inertgas gefahren werden kann, stellt die Verarbeitung toxischer- oder explosiver Lösungsmittelgemische kein Problem dar.
Ziel	Ziel der laufenden Arbeiten ist es, aus einem numerisch gewonnenen Verständnis der Strömung, des Wärme- und Stofftransportes in der Kammer die Koeffizienten des Wärme- und Stoffübergangs zu gewinnen, die zur technischen Auslegung einer Trocknungsanlage nötig sind.
Lösungsweg	Zunächst sollen die Betriebszustände der Trockenkammer ermittelt und auf ihre Eignung zum (Wärme- und) Stofftransport untersucht werden. Dabei wird neben dem mittleren auch das lokale Verhalten der Transportkoeffizienten (bzw. der Nusselt- und Sherwood-Zahlen) bestimmt werden. Es ist herauszufinden, inwiefern für gegebene Betriebsparameter mehrere Betriebszustände sich ergeben können, welchen Transport-Einfluß diese haben und wie diese Multiplizität u.U. (durch Konstruktions- oder Betriebsart) zu vermeiden ist. Die Transportkoeffizienten sollen dann in das vorher entwickelte rechnerische Werkzeug [1] für den optimalen Entwurf und Betrieb eines Trockners eingebaut werden, um dieses Werkzeug auch für den Kondensationstrockner einsetzen zu können.

Ergebnisse

Die Transportprozesse im Kondensationstrockner wurden in ein vorher für andere Zwecke entwickeltes und angewandtes Software-Paket [2] eingebaut. Mit ihrer Hilfe ist einer Multiplizität von Strömungs- und Transportzuständen für gegebene Betriebsparameter nachzuspüren.

Die Bilder 1 und 2 illustrieren zwei Strömungszustände für gegebene (gleiche) Geschwindigkeiten des Trägerbandes des zu trocknenden Films (untere Wand) und des Abfuhrbandes des kondensierten Lösemittels (obere Wand) (charakterisiert durch eine Reynolds-Zahl Re). Bild 3 zeigt eine empfindliche Maßgröße zur Unterscheidung zweier Zustandsfamilien zu denen diese gehören, in Abhängigkeit vom Temperaturunterschied zwischen dem zu trocknenden Film und der Kondensationswand (charakterisiert durch eine Grashof-Zahl Gr).

Bild 4 zeigt, daß die in Bild 3 zu einem Wert von Gr gehörenden Zustandspaare sich praktisch nicht bezüglich der Wärmeübertragung (gemessen durch eine mittlere Nusselt-Zahl Nu) unterscheiden, ein Umschlagen der Strömung von einem Zustand in den anderen wohl eher als harmlos anzusehen ist.

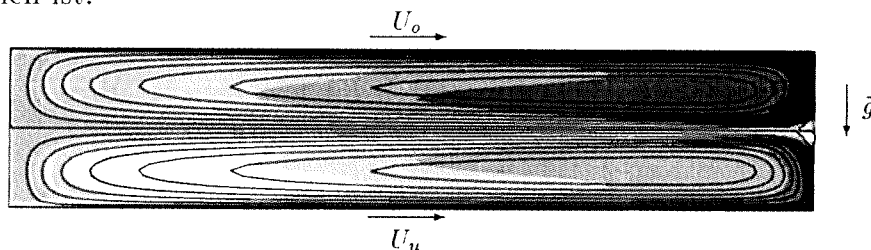


Bild 1: $Re=1000$, $Gr=5.0 \times 10^5$, symmetrische Strömung.

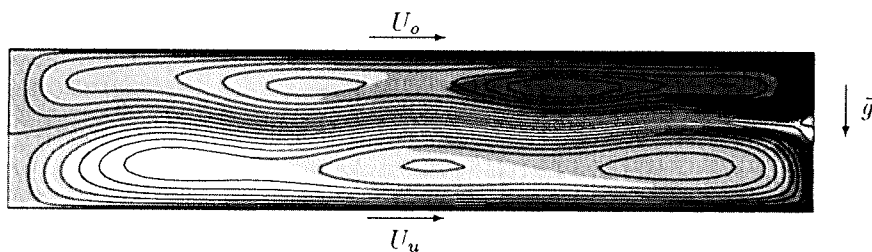


Bild 2: $Re=1000$, $Gr=5.0 \times 10^5$, asymmetrische Strömung

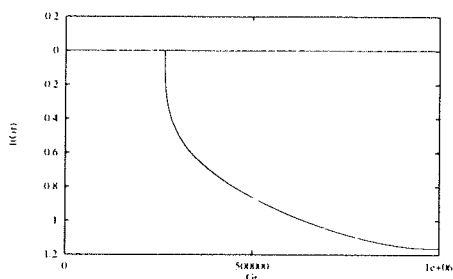


Bild 3: Funktional $f(Gr)$: mittlere Vertikalgeschwindigkeit ($x = \text{const.}$)

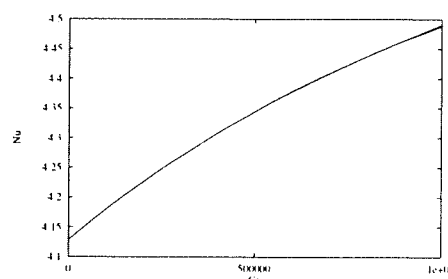


Bild 4: Nusselt-Zahl $Nu = Nu(Gr)$, $Re=1000$, $L=5$, $U_u = U_o = 1$

Literatur

- [1] R Aust, F. Durst, and H. Raszillier, *Modeling a multiple-zone air impingement dryer*, Chemical Engineering & Processing **36** (1997) 469–487.
- [2] N. Alleborn, K. Nandakumar, H. Raszillier, F. Durst: *Further contributions on the two dimensional flow in a sudden expansion.*, J. Fluid Mech. **330**:169–188, 1997.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	
Ansprechpartner:	Dipl.-Phys. J. Bernsdorf	
Institution:	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse:	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761 273 Telefax: 09131/761 242 e-mail: joerg@lstm.uni-erlangen.de
Thema:	Numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien.	
Ausgangssituation:	Reaktive Strömungen in Katalysatoren sind zumeist turbulent. Eine effiziente Methode, derartige Probleme in komplexen Geometrien zu berechnen, ist die direkte numerische Simulation (DNS) mittels Lattice - Boltzmann - Automaten (LBA) [1],[2].	
Ziel:	Die am LSTM erstellte LBA-Implementierung BEST soll zu einem Programmpaket erweitert werden, mit dem Berechnungen für industrielle Anwendungen im Bereich reaktiver turbulenter Strömungen in komplexen Geometrien durchgeführt werden können.	
Lösungsweg:	Zum Einsatz kommt das auf dem Prinzip der zellulären Automaten basierende Lattice - Boltzmann - Verfahren [3]. Dabei werden nicht die makroskopische Gleichungen (Navier - Stokes - Gleichung) gelöst, sondern es wird direkt die Mikrodynamik des Fluids modelliert. Der am LSTM entwickelte Lattice - Boltzmann - Automat BEST wurde in Zusammenarbeit mit der Firma NEC Europe Ltd., C&C Research Laboratories St. Augustin (CCR-LE) parallelisiert (HPF+ und MPI) und auf verschiedenen Parallel- und Vektorparallelrechner portiert. Der Einbau von Stoff- und Wärmeübertragung sowie chemischen Reaktionen ist geplant.	
Ergebnis:	Zur Validierung des Verfahrens für die Berechnung zeitabhängiger Strömungen wurde die zeitliche Entwicklung der Wirbelstärke und Geschwindigkeitsverteilung eines Wirbels mit der bekannten analytischen Lösung verglichen (s. Abb.1,links). In einem zweiten Testfall wurde das Abklingverhalten einer turbulenten Startlösung gemessen und mit dem theoretisch zu erwartendem Verlauf verglichen (s. Abb. 1,rechts). In beiden Fällen zeigte sich eine sehr gute Übereinstimmung der numerischen Lösung mit den analytischen Werten. Eine erste Anwendung zur DNS zeitabhängiger Strömungen war die Berechnung der Umströmung eines NACA 21015 Flügelprofils (s. Abb.2).	

AG STAB

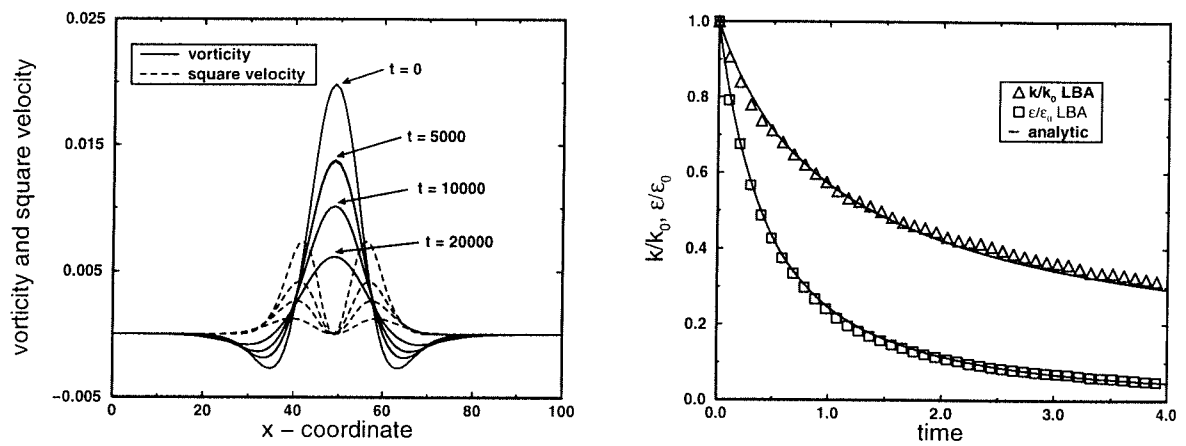


Abbildung 1: Abklingverhalten eines Wirbels (links) und eines turbulenten Strömungsfeldes (rechts).

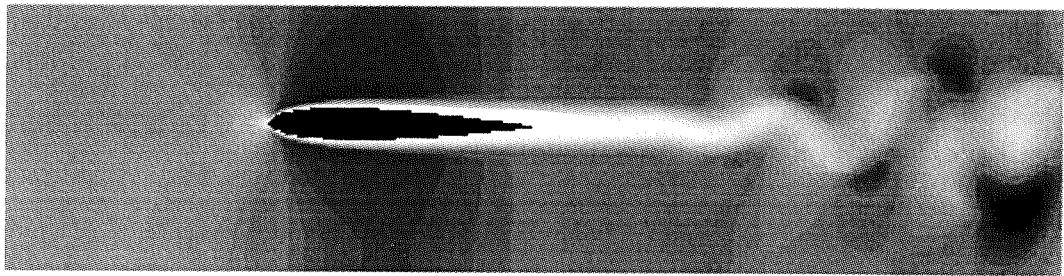


Abbildung 2: Momentaufnahme der Strömung um ein NACA 21015 Tragflächenprofil bei $Re = 3000$.

Literatur:

- [1] Bernsdorf, J. und Schäfer, M.: Practical Aspects of the Simulation of Viscous Flow using Lattice Boltzmann Automata, in: Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 59, Wiesbaden, 1997.
- [2] Bernsdorf, J. und Schäfer, M.: Comparison of Cellular Automata and Finite Volume Techniques for the Simulation of Incompressible Flows in Porous Media, in: ERCOFTAC bulletin Nr. 28, März 1996.
- [3] Frisch, U. *et al.*: Lattice-Gas Hydrodynamics in two and three Dimensions, in: Complex Systems 1, pp.649-707, 1986

weiteres Vorgehen

Der vorhandene Code soll zur direkten numerischen Simulation zeitabhängiger Strömungsprobleme eingesetzt werden. Die weitere Entwicklung besteht in der Implementierung geeigneter Modelle für die Berechnung reaktiver Strömungen in die parallelisierte dreidimensionale Version. In Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Technische Chemie, Universität Erlangen, erfolgt eine Auswahl und Berechnung von Problemstellungen aus Industrie und Forschung, um die Leistungsfähigkeit des Programmpaketes in der praktischen Anwendung zu belegen.

Datum:

24.09.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation
Fachkreis:

Ansprechpartner: Volker Bode

Institution: Universität Bremen
Institut für Numerische Mathematik
Prof. Dr. A. Bunso-Gerstner

Adresse: Bibliothekstraße 1
28359 Bremen
Telefon: 0421 218 4205

weitere Partner: Daimler-Benz Aerospace Airbus

Thema: Berechnung der laminaren, inkompressiblen Grenzschichtströmung mit Absaugung

Ausgangssituation:

Im Bereich der Laminartechnologie spielt die Möglichkeit, den Reibungswiderstand des Flugzeugs mittels Absaugung zu reduzieren, eine bedeutende Rolle. Um den Einfluß der Absaugung auf die Stabilität der Grenzschichtströmung beurteilen zu können, ist eine möglichst genaue Lösung der zugrundeliegenden Grundströmung erforderlich. Dabei gewinnt im Zuge der nichtlokalen Stabilitätsanalyse auch die Bestimmung der Strömungsgrößen in Stromabrichtung sowie der wandnormalen Geschwindigkeitskomponente an Bedeutung.

Ziel:

Basierend auf den Falkner-Skan-Cooke-Gleichungen wird der Einfluß der Variation der inneren und äußeren Randbedingungen auf die Lösung der laminaren, inkompressiblen Grenzschichtgleichungen untersucht.

Lösungsweg:

Zunächst wird eine ähnliche Lösung der laminaren, inkompressiblen Grenzschichtgleichungen, d.h. der Falkner-Skan-Cooke-Gleichungen, bereitgestellt. Dabei wird die Absaugerate in Strömungsrichtung so gewählt, daß der Charakter einer ähnlichen Lösung gewahrt bleibt. Als Lösungsverfahren wird die Mehrzielmethode verwendet. Die Ergebnisse dieser Referenzlösung werden mit den Ergebnissen weiterer Verfahren bei Variation der inneren Randbedingungen (d.h. der Bedingungen an der Wand) und der äußeren Randbedingungen (d.h. der Bedingungen am Grenzschichttrand) verglichen.

Mitteilung

Projektgruppe/	SISCI gefördert von der EU, ESPRIT Projekt 23174		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Thomas Esch Dr.-Ing. Florian Menter		
Institution	AEA Technology GmbH		
Adresse	Staudenfeldweg 12 D-83624 Otterfing	Telefon	(08024) 905415
		Telefax	(08024) 905417
		e-mail	te@ascg.de
Thema	Parallelrechnen auf SCI-gekoppelten PCs unter Windows NT		
Ausgangssituation	Dedizierte Parallel- oder Vektorrechner sind sowohl in der Anschaffung, als auch im Betrieb teuer. Da die Rechenleistung sog. PCs mittlerweile im Bereich klassischer Workstations liegt, liegt es nahe, diese PCs zu einem Hochleistungs-Parallelrechner zu koppeln, zumal das Preis/Leistungsverhältnis im Vergleich zu anderen Rechner kaum zu schlagen ist. Parallelverarbeitung auf Workstation oder PC-Clustern mit Standard-Netzwerken ist schon seit einigen Jahren im Einsatz. Die Kommunikation der Rechner untereinander erfolgt zumeist über klassische Netze wie Ethernet. Der Datendurchsatz (Bandwidth) ist durch die verwendete Netzwerk-Hardware begrenzt, die Übertragungszeit für ein Paket (Latency) ist durch die komplexen Protokolle (z.B. TCP/IP) für viele Parallelanwendungen zu hoch. Der SCI (Scalable Coherent Interface) Standard definiert eine Verbindungstechnologie, die die Nachteile von Bussystemen umgeht. Durch eine uni-direktionale Punkt-zu-Punkt Verbindung der einzelnen Workstations verbunden mit einem Kommunikations-Protokoll mit geringem Overhead, können neben hohen Bandbreiten vor allem auch geringe Latenzzeiten erreicht werden. Während die SCI Hardware schon relativ weit entwickelt ist, hinkt die Entwicklung von Software für SCI-Cluster deutlich hinterher.		
Lösungsweg	Das kommerzielle Softwarepaket CFX-TfC zur numerischen Strömungssimulation läuft auf verschiedenen Unix Betriebssystemen. Das Parallelisierungskonzept von CFX-TfC basiert auf der Strategie der Gebietszerlegung. Hierbei wird das Rechengitter in eine vorgebbare Anzahl von Partitionen zerlegt und jede Partition als separater Prozeß betrachtet. Die einzelnen Prozesse können auf unterschiedlichen CPUs laufen. Der Nachrichtenaustausch zwischen den einzelnen Prozessen erfolgt mit Hilfe von PVM. Im Rahmen des SISCI Projektes wurden Pentium II basierte PCs unter Windows NT als Zielplattformen definiert. Bei der Portierung von CFX-TfC auf Windows NT waren folgende Bedingungen einzuhalten: • Die Funktionalität und Robustheit der portierten Software muß derjenigen auf Unix entsprechen. • Die numerischen Ergebnisse dürfen sich nicht von denjenigen auf Unix unterscheiden. • Die Handhabung der Software muß identisch sein zur Handhabung von CFX-TfC auf Standard Unix Plattformen.		

- Die Quellcode- und Dateistruktur muß unter Unix und Windows NT identisch sein. Dies ist wichtig für die Pflege und Weiterentwicklung der **CFX-TfC** Software.

Neben den üblichen plattformspezifischen Modifikationen (I/O, mixed language calls) waren nur sehr geringfügige Änderungen am Quelltext von **CFX-TfC** notwendig.

Ergebnisse

Nach umfangreichen Tests der sequentiellen Version von **CFX-TfC** mit Vergleichsrechnungen zu Unix wurden auch erste Parallelrechnungen auf einem Cluster bestehend aus vier Einzel-PCs durchgeführt. Abbildung 1 zeigt den Speedup für einen Testfall mit ca. 300.000 Elementen. Die Daten gelten für ein mit Fast-Ethernet verbundenes PC-Cluster. Daten für ein mit SCI-Komponenten vernetztes PC-Cluster liegen momentan noch nicht vor, da die SCI-Treiber für Windows NT noch nicht vorliegen und auch die Anpassung von PVM auf SCI noch aussteht.

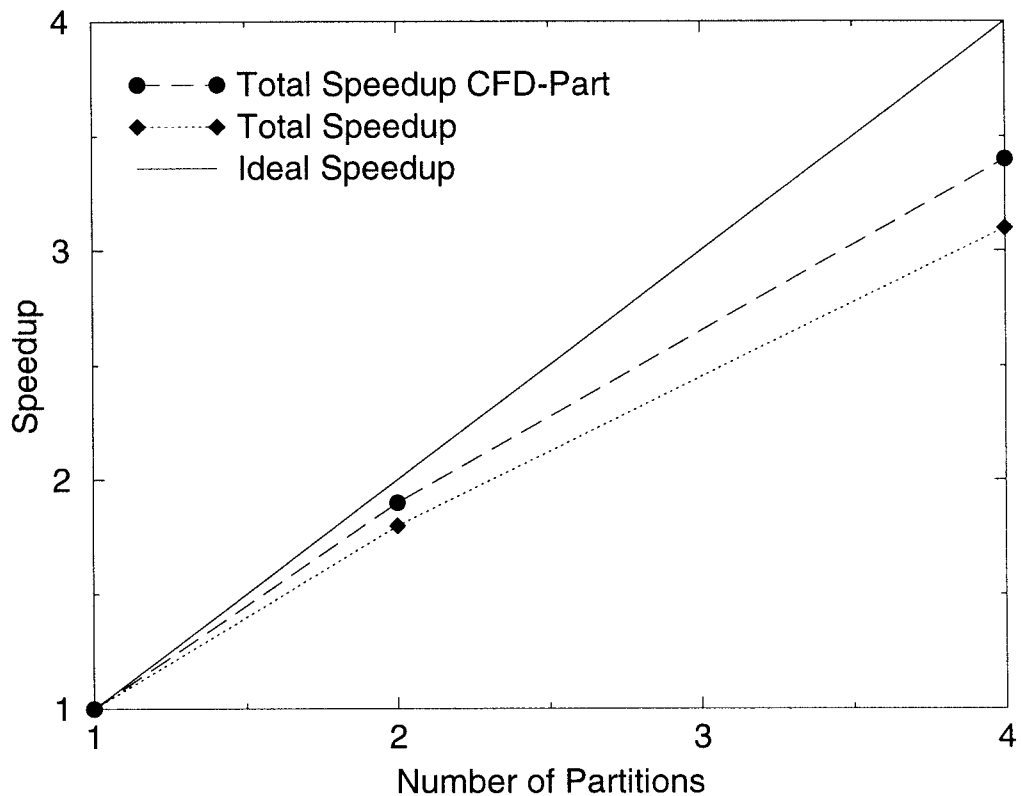


Abbildung 1: Speedup von **CFX-TfC** für ein 300.000 Elemente Problem

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Instationäre Strömung, Transition, Numerische Simulation
Ansprechpartner Frank Eulitz
Institution DLR, Institut für Antriebstechnik
Adresse Linder Höhe
51147 Köln
Telefon (02203) 601-4575
Telefax (02203) 64395
E-Mail Frank.Eulitz@dlr.de

weitere Partner Institut für Strahlantriebe der UniBw München

Thema

Numerische Simulation eines Experiments zur instationären Nachlauf-/Grenzschichtwechselwirkung in einem Turbinengitter

Ausgangssituation

Eine genauere Berechnung des Verlustverhaltens hochbelasteter Niederdruckturbinenschaufeln setzt die Berücksichtigung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags voraus. Verschiedene Transitionsformen können an einer Turbinenschaufel auftreten und sich zum Teil überlagern (Multi-Moded Transition). Üblicherweise wird dabei zwischen natürlicher Transition, By-Pass Transition, Transition an einer laminaren Ablöseblase und nachlaufinduzierter Transition unterschieden. Im Stufenverband ist die letztere durch die instationäre Wechselwirkung eines Nachlaufs mit der Grenzschicht der stromabliegenden Schaufelpassage von besonderer Bedeutung und Gegenstand aktueller experimenteller Untersuchungen [1]. Darüberhinaus kann unter dem Einfluß starker Beschleunigung (auf der Druckseite im Hinterkantenbereich) eine bereits turbulente Grenzschicht relaminarisieren. Obwohl wichtige physikalische Effekte (wie z.B. Anfachung und Dämpfung von Tollmien-Schlichting-Wellen in instationären Grenzschichten, Turbulenzspektrum, Rezeptivität an der Vorderkante) nicht erfaßt werden können, versucht man dennoch auf Grundlage der Reynolds-gemittelten Gleichungen mit verschiedenen Ansätzen (Intermittenzkonzept, empirische Transitionskorrelationen, nichtlineare Turbulenzmodelle, Reynoldsspannungsmodelle) den Grenzschichtumschlag in der Turbinenströmung zu erfassen.

Ziel

Qualitative Erfassung der instationären Nachlauf-/Grenzschichtwechselwirkung und Überprüfung eines robusten auf Reynolds-Mittelung beruhenden Ansatzes zur numerischen Simulation der instationären, laminar-turbulenten Strömung in mehrstufigen Turbinen.

Lösungsweg

Es wird zunächst angenommen, daß die Umschlagslänge bei nachlaufinduzierter Transition, ähnlich wie beim By-Pass Typ, klein gegenüber der Schaufellänge und damit für das Verlustverhalten von untergeordneter Rolle ist. Das Eingleichungstransportmodell von Spalart-Allmaras [5] wird über Modifikation des Produktionsterms mit einem empirischen Transitionskriterium von Abu-Ghanam-Shaw [3] gekoppelt [4]. Die hier gezeigte Arbeit ist Bestandteil einer Erweiterung des TRACE-Verfahrens, welches in den letzten Jahren am Institut für Antriebstechnik der DLR zur Simulation der instationären Strömung in Turbomaschinen entwickelt wurde. Die Reynolds-gemittelten Gleichungen werden sowohl räumlich (über ein Roe-Upwind Verfahren) als auch zeitlich (über ein Runge-Kutta 4-Schrittschema) mit einer Genauigkeit von 2.Ordnung diskretisiert. Die Randbedingungen am Ein- und Austritt sind zeitgenau und nichtreflektierend formuliert.

Ergebnis

Im Experiment wird ein Rotornachlauf durch einen mit 40 m/s bewegten Stab (mit einem Durchmesser von 2mm) simuliert und der Einfluß des Stabnachlaufs auf das stromabgelegene Turbinengitter untersucht [1]. Erstmals werden hier instationäre Rechnungen vorgestellt bei denen das zeitlich periodische Strömungsfeld einschließlich des bewegten Stabes berechnet wurde. In früheren RANS-Studien zu diesem Problem wurde der Stabnachlauf durch Modifikation der Eintrittsrandbedingungen aufgeprägt [2]. In Bild 1 ist das Ergebnis der instationären Simulation in Form momentaner Verteilungen der nume-

STAB

rischen Schlieren und Wirbelviskosität gezeigt. Die Zuströmung am linken Rand erfolgt mit einer Machzahl von 0.2 und die Abströmung mit einer Machzahl von ca. 0.4. Am Stab geht bei einer auf dem Stabdurchmesser bezogenen Reynoldszahl von ca. 6000 eine von-Karman Wirbelstraße ab, die auch experimentell beobachtet wurde. Das Abgehen der Wirbel erzeugt Druckwellen, die sich im ganzen Strömungsgebiet ausbreiten. Bis auf den saugseitigen Hinterkantenbereich ist die Grenzschicht laminar (hier erkennbar an den Werten der Wirbelviskosität).

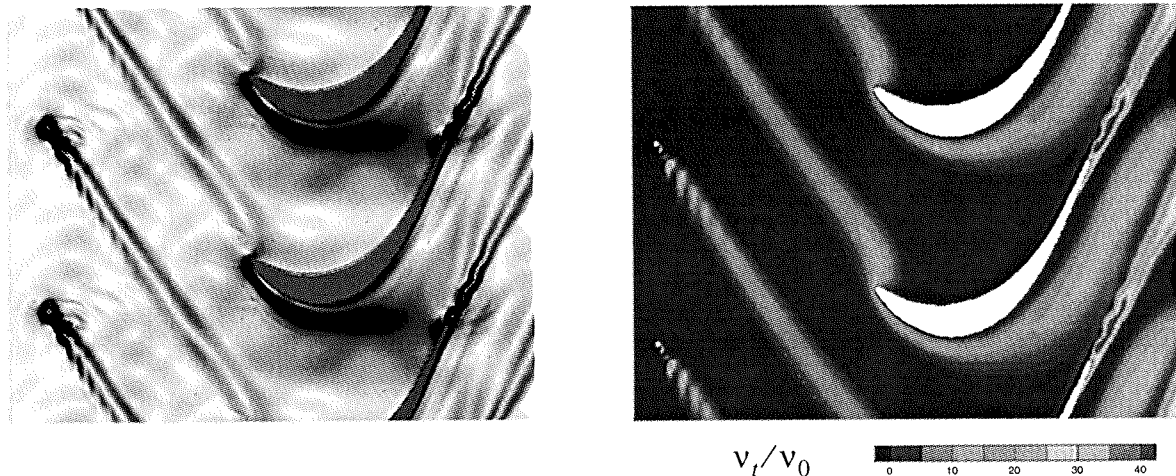


Bild 1: Momentante Verteilung der numerischen Schlieren (links) und der Wirbelviskosität (rechts).

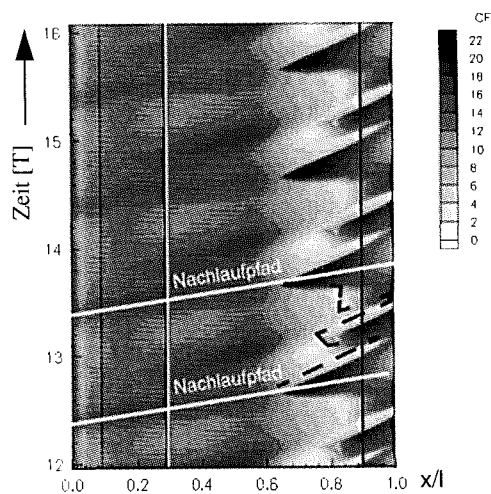


Bild 2: Zeitliche Entwicklung der Schubspannung auf der Saugseite.

Je nach Nachlaufposition wächst und schrumpft das Gebiet transitioneller/turbulenter Grenzschicht. Die zeitliche Stromauf- und Stromabwanderung des Transitionsbeginns verdeutlicht Bild 2, in dem die saugseitige Schubspannungsverteilung über die Zeit aufgetragen ist (T entspricht die Zeit, die der Draht für einen Passagendurchgang benötigt). Zusätzlich ist innerhalb einer gewählten Periode der ungefähre Pfad des Stabnachlaufs und der Beginn der Transition eingezeichnet. Unter Transitionsbeginn wird hier das deutliche Anwachsen der Wirbelviskosität und damit der Schubspannung verstanden. Interessanterweise oszilliert der Transitionsbeginn auch zwischen zwei Nachlaufpfaden, d.h. es treten Beruhigte Zonen (Becalmed Zones) auf. Die Ergebnisse zeigen, daß mit dem gewählten Ansatz wichtige Effekte der Nachlauf/Grenzschichtwechselwirkung in einem Turbinengitter erfaßt werden können.

Literatur

- [1] Acton P., Fottner L., "Investigation of the Boundary Layer Development on a Highly Loaded Low Pressure Turbine Cascade under the Influence of Instationary Inlet Flow Conditions", 8th Int. Symp. on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, 1997.
- [2] Cho N., Liu X., Rodi W., Schöning B., "Calculation of Wake-Induced Unsteady Flow in a Turbine Cascade", ASME J. of Turbomachinery, Vol. 115, S. 675-686, 1993.
- [3] Drela M., "MISES Implementation of a Modified Abu Ghanam Shaw Transition Criterion", MIT AERO-ASTRO, 1995.
- [4] Eulitz F., Engel K., "Numerical Investigation of Wake Interaction in a Low Pressure Turbine", AIAA-97-3027.
- [5] Spalart P. R., Allmaras S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA-92-043.

Datum

11. Oktober 1997

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Stoß-Grenzschicht Interferenz, Numerische Simulation
Ansprechpartner B. Küsters, H.A. Schreiber
Institution DLR, Institut für Antriebstechnik
Adresse Linder Höhe
51170 Köln
Telefon (02203) 601-2246
Telefax (02203) 64395
e-mail bernhard.kuesters@dlr.de
weitere Partner

Thema

Numerische Simulation der Strömung in einem supersonischen Verdichtergitter mit starker Stoß-Grenzschicht Interferenz

Ausgangssituation

Für die Auslegung supersonischer und transsonischer Verdichterprofile ist ein fundiertes Wissen über die auftretenden komplexen Strömungsvorgänge notwendig. Neben experimentellen Untersuchungen gewinnt dabei die numerische Simulation zunehmend an Bedeutung. Bisherige numerische Simulationen transsonischer und supersonischer Strömungen in Verdichtergittern wiesen oftmals Ungenauigkeiten in der Bestimmung der Verlustmechanismen und der Vorhersage des Betriebsverhaltens auf. Dies war insbesondere der Fall bei komplexen Stoßkonfigurationen aufgrund starker Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung.

Ziel

Ziel der Arbeit ist es, das Betriebsverhalten eines supersonischen Verdichtergitters und die Verlustmechanismen bei unterschiedlichen Betriebszuständen numerisch zu untersuchen und ein neu entwickeltes NS-Verfahren zu validieren.

Lösungsweg

An einem supersonischen Verdichtergitter (DLR-PAV 1.5) mit Zuströmmachzahlen $M_1=1.37-1.6$ sind im Institut für Antriebstechnik umfangreiche experimentelle Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht Interferenz durchgeführt worden. Die Daten werden verwendet um den am Institut für Antriebstechnik entwickelten Navier-Stokes Strömungslöser TRACE (Turbomachinery Research Aerodynamics Computational Environment) hinsichtlich seiner Genauigkeit bei der Berechnung komplexer transsonischer Strömungen in Verdichtergittern zu überprüfen. Mit TRACE werden numerische Simulationen an dem supersonischen Verdichtergitter durchgeführt. Dabei werden für verschiedene Betriebszustände Profilmachzahl-Verteilungen, Nachläufe sowie Grenzschichtdaten und Strömungsgrößen über den Stoß aus Messung und Rechnung verglichen. Weiterhin wird in einer Parameterstudie der Einfluß der Zuströmmachzahl und des axialen Stromschichtdickenverhältnisses auf die Stoßkonfigurationen und Stoß-Grenzschicht Interferenz verdeutlicht.

Ergebnis

Bild 1 zeigt die Strömung durch das Verdichtergitter bei Zuströmmachzahl $M_1 = 1.5$. Neben der berechneten Machzahlverteilung im Strömungsfeld der Rechnung ist ein Vergleich der Profilmachzahlverteilungen aus Experiment und Rechnung gezeigt. Ebenfalls ist der Vergleich der integralen Grenzschichtgrößen dargestellt. x_0 entspricht darin die Position der

STAB

jeweiligen Stoßlage. Bild 2 zeigt eine Studie zum Einfluß der Zuströmmachzahl auf die Stoßkonfiguration.

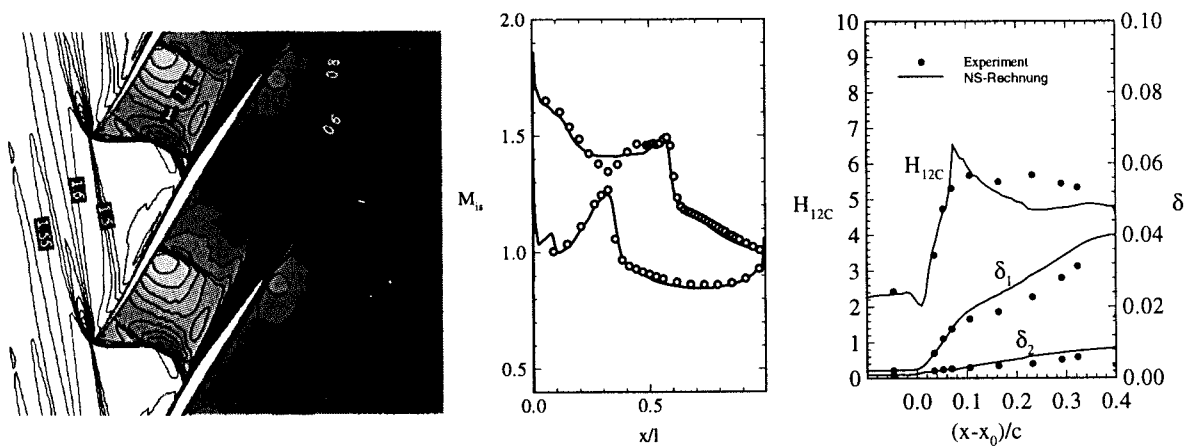


Bild 1: Berechnete Machzahl-Verteilung, Vergleich der Profilmachzahl-Verteilung und der integralen Grenzschichtgrößen aus Experiment und Rechnung bei $M_1=1.5$ und $p_2/p_1 = 2.28$

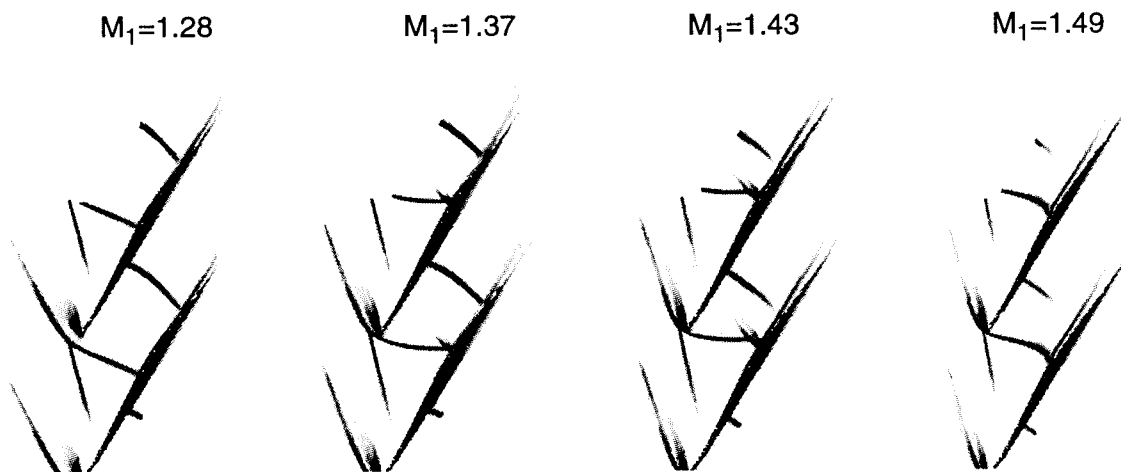


Bild 2: Dichtegradienten (numerische Schlieren) bei unterschiedlichen Zuströmmachzahlen, konstantem Gegendruck und konstantem Stromschichtdickenverhältnis

Literatur

- [1] B. Küsters, H.A. Schreiber, *Numerical Simulation of Compressor Cascade Flow with Strong Shock-Wave Boundary Layer Interaction*, AIAA paper 97-2882, 1997
- [2] H.A. Schreiber, *Shock-Wave Turbulent Boundary Layer Interaction in a Highly Loaded Transonic Fan Blade Cascade*, AGARD-85 PEP Symposium, Derby, 8-12 May 1995, AGARD-CP 571, Paper No.17
- [3] F. Eulitz, K. Engel, H. Gebing, *Application of a one-equation eddy-viscosity model to unsteady turbomachinery flow*, Engineering Turbulence Modelling and Experiments 3, W. Rodi and G. Bergeles (Editors), 1996 Elsevier Science B.V., S. 357-372

Weiteres Vorgehen

Die numerischen Untersuchungen der transsonischen Verdichtergitterströmung mit TRACE werden fortgesetzt. Dabei wird u.a. der Einfluß des Transitionsortes auf die Strömung untersucht.

Datum

10. Oktober 1997

STAB

Mitteilung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Theoretische Strömungsmechanik
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. C. Müller, Priv.-Doz. Dr. H. Raszillier
Telefon	09131 / 85-9487
Fax	09131 / 85-9503
weitere Partner	Papiertechnische Stiftung, München FOROB
Thema	Untersuchung der Strömungszustände in einer Lid Driven Cavity mit Durchfluß
Ausgangssituation	Beim Papierstreichen wird in der Regel durch ein erstes Auftragswerk Farbe im Überschuß auf eine Papierbahn in Bewegung aufgetragen und dann in einem zweiten Arbeitsgang, im Anschluß, durch ein weiteres auf die gewünschte Dicke zurückdosiert. In den Antragswerken entwickeln sich, infolge der Farbzufuhr und des Papierdurchlaufes, Strömungsformen aus, die sich auf die Qualität des Streichens auswirken. Unter den Antragswerken fallen einige, vom Standpunkt ihrer Konstruktion, unter den Begriff des Kammerrakels, das grundsätzlich eine Lid Driven Cavity mit Durchfluß ist.
Ziel	Ziel des Projektes ist es, einen tieferen Einblick in die (möglichen) Strömungszustände des Fluids in einer Lid Driven Cavity mit Durchfluß zu erhalten und ihn in seinen technischen Konsequenzen für Kammerrakel des Papierstreichens auszuwerten.
Lösungsweg	Es soll dazu eine möglichst einfache, aber mit allen charakteristischen Strömungselementen ausgestattete Referenzform einer „lid driven cavity with throughflow“ zur Untersuchung herangezogen werden. Die Eigenschaften des Fluids sollen zunächst als newtonisch angenommen werden. An dieser Referenzform des Kammerrakels sollen Anzahl, Stabilität und Aussehen der Strömungszustände in Abhängigkeit von den Geometrie- und Betriebskennzahlen der Strömung (Längenverhältnisse, <i>Re</i>-Zahlen, usw.) auf numerischem Wege ermittelt und untersucht werden.
Ergebnisse	Die numerischen Simulationen wurden durchgeführt, nachdem am LSTM-Erlangen mit Unterstützung der Fa. Fluent (FDI) das Software-Paket FIDAP um die (lineare) Stabilitäts- und Signal-Antwort-Analyse ergänzt wurde.

Abb. 1 illustriert die drei numerisch berechneten Strömungsformen in der Lid Driven Cavity beim Wert $Re = 150$ der Reynoldszahl des Durchflusses und bei der Geschwindigkeit $U_W = 0.5$ des Deckels (der Papierbahn), bezogen auf die maximale Einstömgeschwindigkeit (unten).

Abb. 2 zeigt (links) das Bifurkations- und (rechts) das Stabilitätsbild der Strömungsformen bei Bewegung des Deckels. Das überlagerte gestrichelte Bifurkationsbild bei ruhendem Deckel ($U_W = 0$) ist mit dem der plötzlichen Kanalerweiterung verwandt.

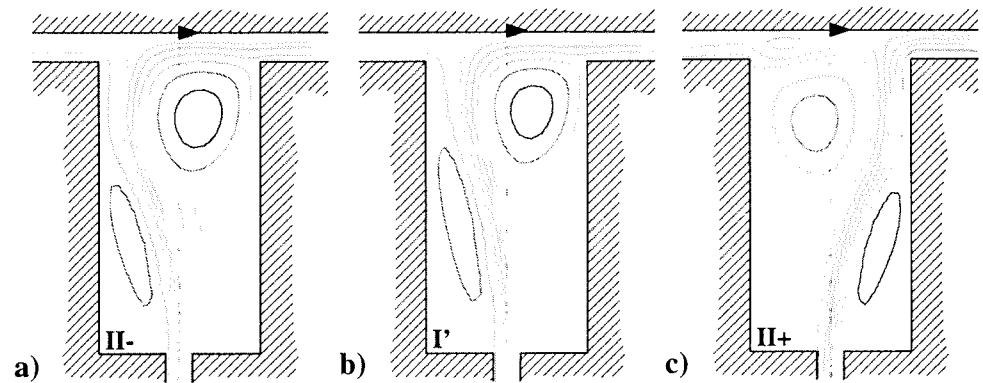


Abb. 1: Stromlinien der drei Strömungszustände ($II_{\pm}$ und I') bei $Re = 150$ und $U_W = 0.5$.

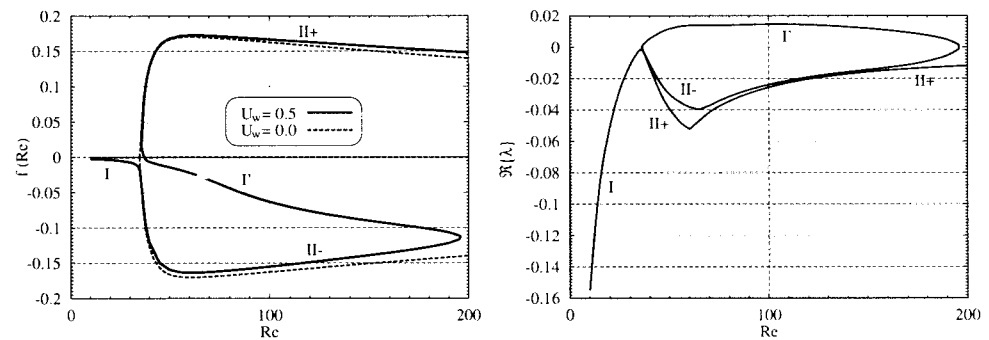


Abb. 2: Bifurkations- und Stabilitätsdiagramm der Strömungen in der Cavity (links bzw. rechts).

Literatur

- C. K. Aidun, N. G. Triantafillopoulos, J. D. Benson:
Global stability of a lid-driven cavity with throughflow: Flow visualization studies, Physics of Fluids A **3** (9), September 1991.
- N. Alleborn, K. Nandakumar, H. Raszillier, F. Durst:
Further contributions on the two-dimensional flow in a sudden expansion, J.Fluid.Mech **330**:169-188, 1997.
- C. Müller, D. Stadler, H. Raszillier und F. Durst:
Two-Dimensional Flow Configurations in a Blade Chamber, ECS'97, Second European Coating Symposium, Strasbourg 1997

Mitteilung

Projektgruppe	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Olaf Pickenäcker		
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik		
Adresse	Cauerstr. 4	Telefon	0 91 31 / 85-94 89
	91058 Erlangen	Telefax	0 91 31 / 85-95 03
		E-Mail	olaf@lstm.uni-erlangen.de
Weitere Partner	Dynamit Nobel AG		
Thema	Numerische Berechnung der instationären, kompressiblen Strömung in Airbag-Gasgeneratoren mit Umlenkabscheidern		
Ausgangssituation	Die zur Verbesserung der Fahrzeugsicherheit heute nicht mehr wegzudenkenden Luftsäcke werden mit Hilfe eines in einem sog. Airbag-Gasgenerator schnell abbrennenden Festtreibstoffes in Sekundenbruchteilen aufgeblasen. Diese Technik wird inzwischen zwar beherrscht, jedoch basieren die derzeit auf dem Markt vorhandenen Airbag-Systeme auf Natriumazid (NaN_3) als Brennstoff, der giftig und daher schwierig zu entsorgen bzw. zu recyceln ist. In Anbetracht dieser Problematik wurde ein neuer ungiftiger und umweltfreundlicher Treibstoff entwickelt. Bedingt durch die anderen chemisch-physikalischen Eigenschaften des Brennstoffs lassen sich die für Natriumazidbrennstoffe entwickelten Airbag-Gasgeneratoren jedoch nicht ohne weiteres für andere Brennstoffe einsetzen; es muss eine Anpassung der Geometrie an die Eigenarten des neuen Brennstoffes erfolgen. Fahrer-, Beifahrer- und Seiten-Airbags müssen dabei einige wichtige Bedingungen erfüllen. Bei einem Crash müssen die Gasgeneratoren das Gasvolumen in einer bestimmten zeitlichen Charakteristik liefern. Weiterhin müssen sie einen minimalen Partikel- und Schadstoffausstoß (im Wesentlichen NO_x und CO) gewährleisten, kompakt, leicht, zuverlässig und vor allem kostengünstig sein sowie über mindestens 15 Jahre und über einen weiten Temperaturbereich voll funktionstüchtig bleiben.		
Ziel	Das Ziel des Projektes ist die Optimierung von Airbag-Gasgeneratoren hinsichtlich ihres Partikelaustrittes, der auf die Verbrennungsrückstände zurückzuführen ist. Aus Gesundheitsgründen sind deutlich weniger als ein Gramm erwünscht.		
Lösungsweg	Ein wesentliches Standbein zur Weiterentwicklung von Airbag-Gasgeneratoren stellen numerische Untersuchungen dar. Eingesetzt wurde das Finite-Volumen-Simulationsverfahren FAN-2D, womit axial-symmetrische, kompressible Rechnungen im transsonischen Bereich möglich sind. Damit lassen sich die zeitlich abhängige Druck-, Temperatur-, Geschwindigkeits- und Machzahlfelder sowie Informationen über die Gasmassenströme und Axialkräfte für Konfigurationen mit unterschiedlichen Partikelabscheidevorrichtungen, wie z. B. Umlenkabscheidern, gewinnen.		

Ergebnis

Vektordarstellungen vom Geschwindigkeitsfeld geben Hinweise über die Abscheideeffizienz der Schlackepartikeln. Speziell in den nicht von der Hauptströmung erfassten Regionen können sich die Partikeln ablagern, wie die unten stehende Abb. eines Ausschnittes aus dem Gasgenerator verdeutlicht.

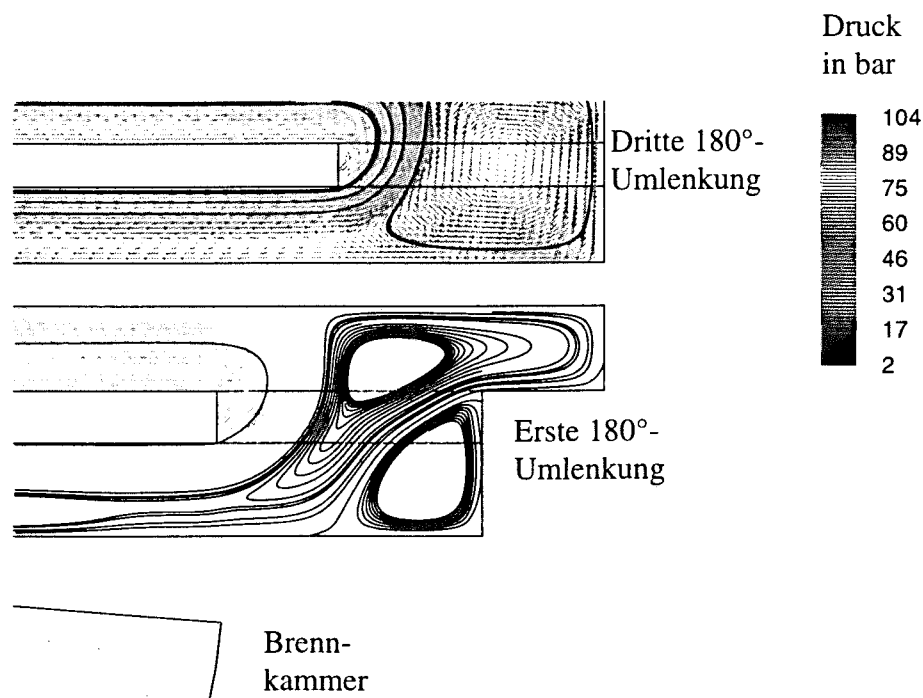


Abb.: Geschwindigkeitsvektoren, Stromlinien und Drücke (in bar) 3 ms nach der Zündung

Literatur

- [1] Pickenäcker, O., Keppler, M., Lilek, Z., Trimis, D., Durst, F.: 'Durchführung numerischer Untersuchungen zur Durchströmung von Gasgeneratoren, Bericht Nr. 4, LSTM 482/I 22.03.1996', interner Bericht des LSTM-Erlangen, Universität Erlangen-Nürnberg, 1996.
- [2] Brenner, G., Pickenäcker, O., Trimis, D.: 'Numerische Modellierung der Strömung in Fahrer-Airbag-Gasgeneratoren mit Umlenkabscheidevorrichtungen, Bericht Nr. 9, LSTM 521/I 28.07.1997', interner Bericht des LSTM-Erlangen, Universität Erlangen-Nürnberg, 1997.

Weiteres Vorgehen Die im Projekt gewonnenen Erkenntnisse haben die Beseitigung von Schwachpunkten bei den ersten Konstruktionen entscheidend unterstützt und das Verständnis für die komplexen Vorgänge grundlegend verbessert. Die Ergebnisse flossen in den Bau neuer, serienreifer Airbag-Gasgeneratoren ein. Das Projekt ist inzwischen abgeschlossen, jedoch dürften in Zukunft weitere Arbeiten im Rahmen der Entwicklung „intelligenterer“ Airbag-Systeme, d. h. Systemen, die sich z. B. dem Insassen anpassen, notwendig sein.

Datum

16.03.1998

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Überschall

Ansprechpartner R. Seubert

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2453

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema PrADO-Sup (Preliminary Aircraft Design and Optimization for Supersonic Transport Configurations)

Ausgangssituation:

Das DLR verfügt über kein Gesamtentwurfsverfahren für Überschallverkehrsflugzeuge. Es existieren nur die Programme PrADO (Unterschallverkehrsflugzeuge) und PrADO-Hy (Hyperschallkonfigurationen), die am Institut für Flugzeugbau der TU Braunschweig entwickelt wurden.

Ziel:

Erweiterung des Gesamtentwurfsverfahrens PrADO auf Überschallkonfigurationen, insbesondere Verbesserung des aerodynamischen Modells.

Lösungsweg:

- Anpassung sämtlicher Module an die Bedürfnisse des Überschalls, speziell Einbau des Panelverfahrens HISSS von DASA-M
- Validierung anhand der Nachprojektierung der CONCORDE

Ergebnis:

Programmpaket als Gesamtes lauffähig.

Validierung anhand veröffentlichter CONCORDE-Daten zeigen noch Diskrepanzen, speziell im Bereich Aerodynamik und Triebwerkssimulation.

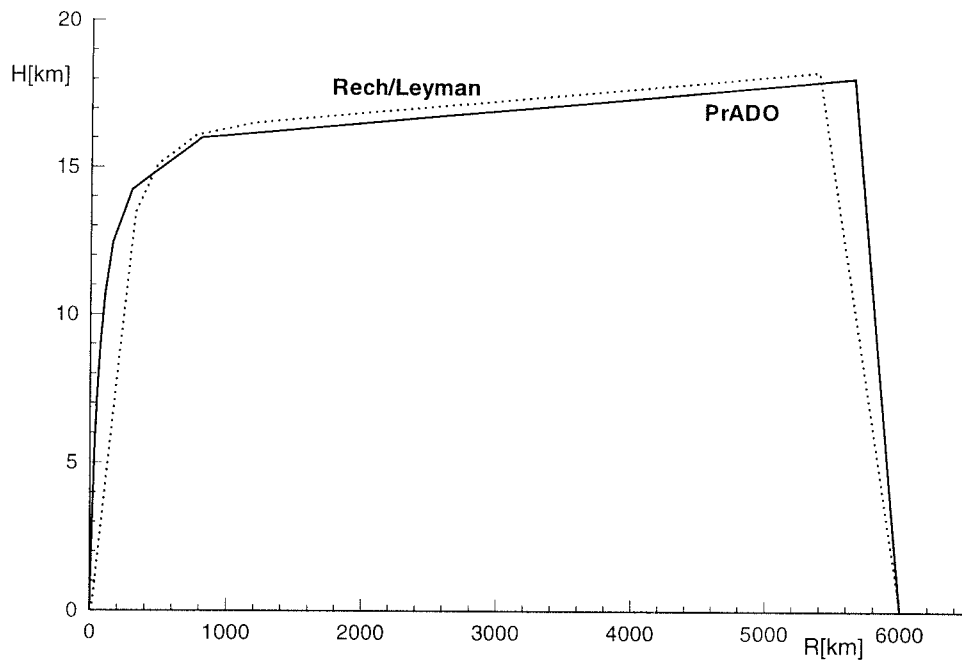


Bild 1: Höhe-Reichweiten-Diagramm der Concorde-Referenzmission

	PrADO-SUP	Literatur
Service:	4.2 %	4.5 %
Einrichtung:	6.3 %	6.8 %
Systeme:	8.0 %	13.6 %
Fahrwerk:	7.9 %	9.1 %
Rumpf:	24.0 %	14.8 %
Leitwerk:	2.2 %	4.1 %
Fluegel:	17.8 %	17.3 %
Einlauf:	6.4 %	6.4 %
Duese:	6.4 %	6.4 %
Triebwerk:	16.8 %	16.8 %

Bild 2: Vergleich der Strukturmasse (nach AIAA 91-3104)

Literatur:

--

weiteres Vorgehen:

- Verfeinerung des aerodynamischen Modells (Wellenwiderstand im Überschall, induzierter Widerstand, Klappeninkremente)
- Einbau der Trimmung inkl. des Spritumpumpens
- Kalibrierung des Antriebsmodells
- Verbesserung des Strukturmodells

Mitteilung

Projekt/ SEMPA gefördert vom BMBF Nr. 01 ER 503 B

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Friedemann Unger
Dr.-Ing. Florian Menter

Institution AEA Technology GmbH

Adresse Staudenfeldweg 12
D-83624 Otterfing

Telefon (08024) 905415
Telefax (08024) 905417
e-mail fm@ascg.de

Thema Software Engineering Methoden für Parallele Anwendungen

Ausgangssituation Der kostengünstigste Weg der numerischen Simulation komplexer Strömungsfelder erscheint gegenwärtig der Einsatz von Workstation (oder PC) Clustern sowie Multiprocessor Maschinen. Dieses Konzept erlaubt es auch kleinen und mittleren Firmen in den Bereich des "High Performance Computing" vorzustoßen. Da die Abläufe in Strömungssimulationsprogrammen inhärent gekoppelt sind (elliptische Probleme), ist eine automatische kompileroptimierte Parallelisierung dieser Verfahren nicht erfolgversprechend. Es ist vielmehr notwendig, bestehende Verfahren für parallele Anwendungen zu erweitern, oder neue Verfahren in Hinblick auf den Einsatz auf diesen Maschinen zu entwerfen.

AEA hat ein neues numerisches Verfahren, **CFX-TfC**, zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen auf unstrukturierten hybriden Gittern entwickelt. Dieses moderne Verfahren wurde im Rahmen des Projekts SEMPA für parallele Anwendungen erweitert.

Lösungsweg Als Parallelisierungskonzept für **CFX-TfC** kommt das sogenannte *single-program-multiple-data*-Konzept zur Anwendung. Alle an einer parallelen Simulation beteiligten Prozesse führen dasselbe Programm aus, wobei jedem Prozeß ein Teil des Rechengebiets und damit des ursprünglichen Strömungsproblems zugeteilt wird. Die Partitionierung des ursprünglichen Rechengitters basiert auf der Graphentheorie. Die Aufteilung der Gitterknoten wird dabei so optimiert, daß die Anzahl von Verbindungen zwischen Knoten unterschiedlicher Partitionen minimiert wird.

Die verschiedenen Prozesse können parallel auf mehreren CPUs bearbeitet werden. Die Kommunikation zwischen den Prozessen wird mittels der *Message Passing Library* PVM durchgeführt. Eine auf der alternativen Software MPI basierende Version ist derzeit in Arbeit und wird bis zum Projektende verfügbar sein. Das Parallelisierungskonzept unterstützt sowohl sogenannte *distributed memory* als auch *shared memory* Architekturen. Von hoher Wichtigkeit ist die Skalierbarkeit des Verfahrens in Bezug auf die Speicherplatzökonomie und die CPU-Auslastung. Darunter versteht man, daß der maximale Speicherbedarf auf einem Prozessor nur mit der Größe der einzelnen Partitionen und nicht mit der Größe des Gesamtproblems skaliert.

Die zu Beginn des Projekts aufgestellten Anforderungen an das parallele Programm konnten erfüllt werden. Der momentane Stand des parallelen Programms läßt sich folgendermaßen beschreiben:

- Erfolgreiche Portierung auf unterschiedliche Parallelrechner, z.B. homogene und heterogene UNIX- oder WindowsNT-Workstation-Cluster, *shared memory* basierte UNIX-Systeme (SGI-ORIGIN, HP S-Class, DEC Alpha Server) und massiv parallele Rechensysteme mit *distributed memory* Speicherkonzept (IBM-SP2, CRAY-T3E).
- Durchweg gute Skalierbarkeit. Auf der CRAY-T3E wurden bis zu 128 Prozessoren verwendet.
- Volle Kompatibilität zum sequentiellen Programm und zu den verfügbaren Pre- und Post-Processing Werkzeugen.
- Parallele Simulationen mit **CFX-TfC** zeigen nahezu identische Konvergenzverhalten verglichen mit den sequentiellen Ergebnissen.
- Durch eine vollständige Kapselung des Kommunikationsteils wurde die Programmstruktur von **CFX-TfC** aus der Sicht des CFD-Entwicklers nicht verändert. Damit ist das Programm auch weiterhin offen für den Einbau neuer physikalischer Modelle.

Der kritischste Punkt des Projekts, die Parallelisierung des algebraischen Multigrid-Lösers (AMG), konnte erfolgreich abgeschlossen werden. Dieser Programmteil forderte sehr komplexe Kommunikationsstrukturen, um alle Gitterebenen des Multigridlösers voll parallel abzuarbeiten. Nur das größte Gitter im Multigridzyklus, das im Gegensatz zu allen anderen Gitterebenen nicht iterativ (ILU-Verfahren) sondern direkt gelöst wird, muß auf einem Prozessor zusammengefaßt und gelöst werden.

Ergebnisse

Bild 1 zeigt das partitionierte Oberflächengitter und den Speedup für einen industriellen Testfall. Hierbei handelt es sich um die Strömung in einem Saugrohr. Das verwendete Gitter besteht aus 260.000 Gitterknoten und wurde von einem industriellen AEA-Kunden zur Verfügung gestellt.

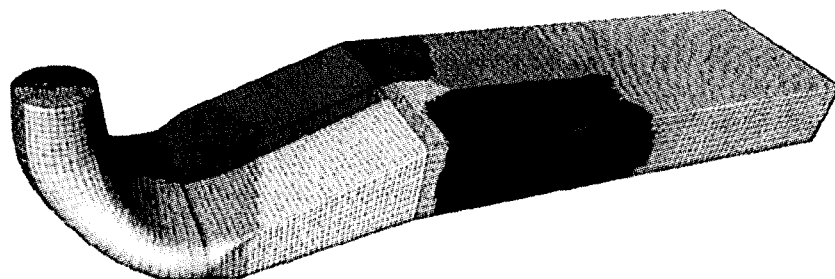
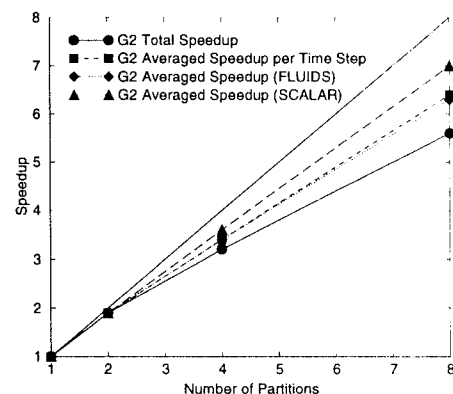


Abbildung 1: Oberflächengitter (8 Partitionen) und parallele Performance von **CFX-TfC** für die Strömung in einem Saugrohr.



Mitteilung

Projektgruppe/ Meßtechnik
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. S. Bose, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin
Telefon: 030 / 314 21373
Telefax: 030 / 314 22955

weiter Partner DASA Airbus / ETW

Thema Untersuchungen zur quantitativen Wandschubspannungsmessung unter kompressiblen Strömungsbedingungen

Ausgangssituation

Für die Verbesserung von transsonischen Flügelprofilen ist u.a. auch die Kenntnis der Wandreibung von großem Interesse. Hierfür sind qualifizierte Meßverfahren erforderlich, die auch in komplexen, kompressiblen Strömungen einsetzbar sind. Die Mehrzahl der existierenden direkten bzw. indirekten Wandreibungsmeßverfahren sind auf ihre Anwendbarkeit und Genauigkeit hin bisher nur teilweise in kompressiblen Strömungen untersucht worden. Darüber hinaus liegen dazu kaum vergleichende Untersuchungen mit mehreren Wandreibungsmeßmethoden vor, die einen quantitativen Vergleich bestehender Verfahren erlauben. Das Hauptaugenmerk der vorliegenden Untersuchung liegt auf den indirekten Wandreibungsmeßmethoden unter typischen transsonischen Strömungsbedingungen im Vergleich zu einer Wandreibungswaage.

Ziel

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist eine detaillierte Analyse der Einsatzmöglichkeiten und der Meßgenauigkeit bzw. Kalibrationskriterien prinzipiell geeigneter Wandreibungsmeßverfahren in kompressiblen Strömungen an Transsonik-Profilen.

Lösungsweg

Für die vergleichenden Wandreibungsmessungen wurden drei indirekte Meßverfahren (Oberflächendraht, McCroskey-Oberflächenheißfilm, CPM3-Computational Preston Tube Method) sowie ein direktes Verfahren als Referenzinstrument (Wandreibungswaage - SM251) verwendet und zunächst in einen Einsatz (Bild 1) wandbündig in die Kanalwand des ILR Transschall-Kanals integriert. Druckbohrungen in Strömungsrichtung ermöglichten die Kontrolle des Druckgradienten in der Grenzschicht. Für die Bestimmung der Kalibrationsfunktionen von Oberflächendraht und Oberflächenheißfilm sowie den Vergleich aller Methoden in einer turbulenten Wandgrenzschicht mit $dp/dx=0$ erfolgten Messungen in einem Geschwindigkeitsbereich von $0.3 < M_\infty < 0.9$ /1/ /2/. Mit einem in die Meßstrecke eingebauten Verdrängungskörper wurden zusätzliche Messungen in einer turbulenten Grenzschicht mit positiven Druckgradienten durchgeführt. Parallel zu den Wandreibungsmessungen wurden auch die jeweiligen Grenzschichtzustände mit Hilfe einer traversierbaren Grenzschichtsonde aufgezeichnet.

Ergebnis

Die Ergebnisse der Messungen in der turbulenten Wandgrenzschicht bei $dp/dx=0$ zeigen unter Verwendung der üblichen Kalibrationsfunktionen eine sehr gute Übereinstimmung aller indirekten Meßmethoden mit der Referenzmessung der Wandreibungswaage (Bild 2), mit geringfügigen Abweichungen von $\pm 2\%$ von C_{fWaage} . Für den Fall positiver Druckgradienten sind dagegen stärkere Abweichung der Wandreibungswerte des Oberflächendrahtes und des Oberflächenheißfilms zu erkennen (Bild 3), die den Einfluß des lokalen Druckgradienten auf diese Meßmethoden verdeutlichen. Mit Hilfe erweiterter Kalibrationen bzw. Korrekturen für den Oberflächendraht und den Oberflächenheißfilm konnte eine Reduktion der C_f -Abweichungen zur Waage erzielt werden /1/ /2/, so daß sich die Meßergebnisse aller indirekten Methoden in einem Bereich von $\pm 4\%$ von C_{fWaage} befanden.

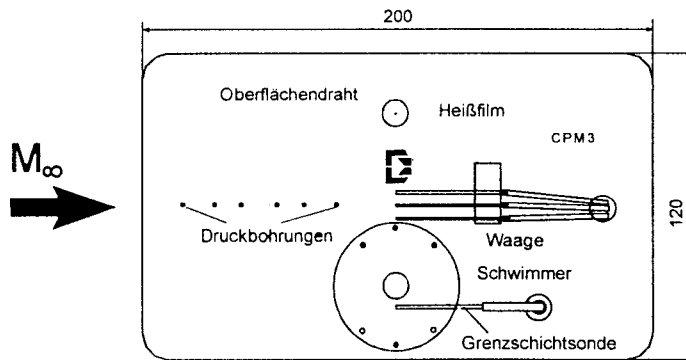


Bild 1: Einsatz mit Meßsensorik für den ILR-Transschallkanal

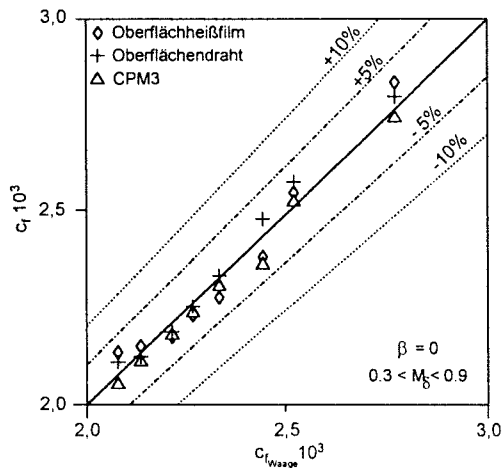


Bild 2: Wandreibungsbeiwerte der indirekten Meßmethoden im Vergleich mit den Waagenwerten in einer turbulenten kompressiblen Wandgrenzschicht

$$\left(\beta = \frac{\theta}{\tau_w} \cdot \frac{dp}{dx}\right)$$

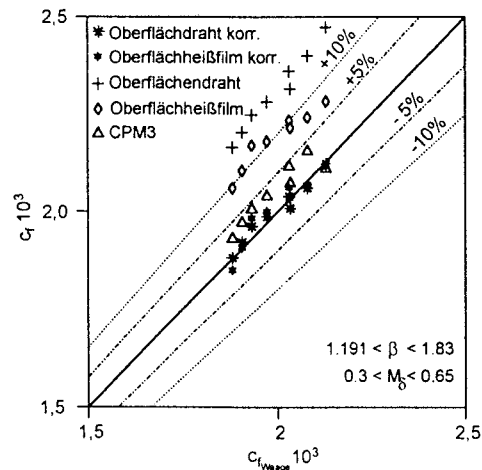


Bild 3: Korrigierte und unkorrigierte Wandreibungsbeiwerte der indirekten Meßmethoden im Vergleich mit den Waagenwerten in einer turbulenten kompressiblen Wandgrenzschicht mit positivem Druckgradienten

Literatur:

/1/ S.Bose, F.Haselbach, T.Ehlers, W.Nitsche, 'Comparative Investigations on the Reliability of Direct and Indirect Skin Friction Measurement Techniques in Compressible Flow', Proc. FLUCOME '97, Vol. 1, pp. 107 - 113 (1997)

/2/ S.Bose, W.Nitsche 'Untersuchungen zur quantitativen Wandschubspannungsmessung unter transsonischen Strömungsbedingungen', TU-Berlin, ILR Mitteilung Nr. 324 (1997)

Weiteres Vorgehen:

- Untersuchung und Anwendung der indirekten Wandreibungsmeßverfahren an einem Transsonik-Profilmodell in laminarer, transitionaler und turbulenter sowie stoßbehafteter Grenzschicht.
- Spezielle Untersuchungen zum Einsatz der Verfahren unter kryogenen Versuchsbedingungen (in Zusammenarbeit mit der ETW GmbH)

Datum: 13.10.97

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Meßtechnik

Ansprechpartner

Dr. Martina Domeyer

Institution

DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse

DLR / WB-AE

Telefon 0551 / 709-2897

Bunsenstraße 10

Telefax 0551 / 709-2862

D-37073 Göttingen

e-mail: martina.domeyer@dlr.de

weitere Partner

Firma Nano Systems, Lufthansa Technik AG,
Dr. R.H. Engler, DLR, Institut für Strömungsmechanik,
Dr. G. Schewe, DLR, Institut für Aeroelastik.

Thema

Optische Deformationsmessung an einem Flugzeugtragflügel einer Boeing 707.

Ausgangssituation

Wird ein freier, am Rumpf montierter Tragflügel angeströmt, so ergibt sich nicht nur eine örtliche veränderte Durchbiegung, sondern auch eine gewollte ortsabhängige Drehung (Torsion) des Flügels um seine Längsachse. Außerdem kann sich zusätzlich eine Oszillation (Vor- und Rückwärts-Bewegung) des Tragflügels in Strömungsrichtung überlagern.

Ziel

Um einen Tragflügel hinsichtlich seiner aerodynamischen Eigenschaften zu optimieren, ist die Kenntnis des Deformationszustandes derartiger elastischer Strukturen daher von besonderem Interesse. Mittels konventioneller Sensoren lassen sich zwar örtliche Durchbiegungen an nur wenigen und ausgewählten Stellen - insbesondere an kleineren Modellen ermitteln, eine umfassende Beschreibung der Deformation am realen 1:1 Flugzeug ist bis heute jedoch nicht in zufriedenstellendem Maße möglich.

Lösungsweg

Die entwickelte Meßmethode ermöglicht berührungslose, optische Vermessungen der Deformation von Strukturen. Zur Auswertung werden unterschiedliche Methoden der digitalen Bildverarbeitung herangezogen, wie z.B. Mustererkennung und subpixelgenaue Kantendetektion. Zur Abschätzung der erzielbaren Genauigkeit und Verarbeitungsgeschwindigkeit werden zwei unterschiedliche Möglichkeiten zur Positions- und Winkelbestimmung untersucht. Im ersten Fall eine Flächenkamera mit 756 x 581 Pixeln, die eine flächendeckende Information über die Deformation der Teststruktur liefert. Hier ist die anfallende Datenmenge allerdings sehr umfangreich und enthält auch eine Vielzahl unnötiger Informationen. Beim Einsatz von zwei Zeilenkameras mit je 2588 Pixeln pro Zeile lassen sich hingegen Deformationen entlang zweier Biegelinien in Echtzeit mit hoher Auflösung erfassen und damit präzise berechnen. Nach umfangreichen Labortests erfolgt eine direkte Portierung der Meßmethode mit zwei Zeilenkameras auf die Deformationsmessung an einem realen Flugzeugtragflügel einer Boeing 707 mit einer Halbspannweite von 21m.

AG STAB

Ergebnis

Diese Deformationsmessungen fanden in der Lufthansawerft Hamburg an einem realen Flugzeug (Boeing 707) in einer Werfthalle statt, wobei die Durchbiegung durch Einleitung äußerer Kräfte bzw. Auflegen von Gewichten erfolgte. Obwohl die angreifende Höhenverstellung (Hydraulikstempel) punktförmig ausgebildet war, ließen sich die typischen Torsionsänderungen mit hoher Genauigkeit vermessen. Auch die Plazierung recht kleiner Gewichte am Flügelende zeigte gut registrierbare Änderungen entlang der Flügelkontur, d.h. Lage der Triebwerke und Versteifungen. Auslenkungen von $\pm 0,3$ mm lassen sich selbst auf einer Entfernung von 17,5 m noch deutlich erkennen. Somit kann das hier entwickelte, berührungslose Meßverfahren für Deformationsmessungen an realen Flugzeugen eingesetzt werden und erfüllt bereits die Voraussetzung für niederfrequente und somit instationäre Echtzeitmessungen.

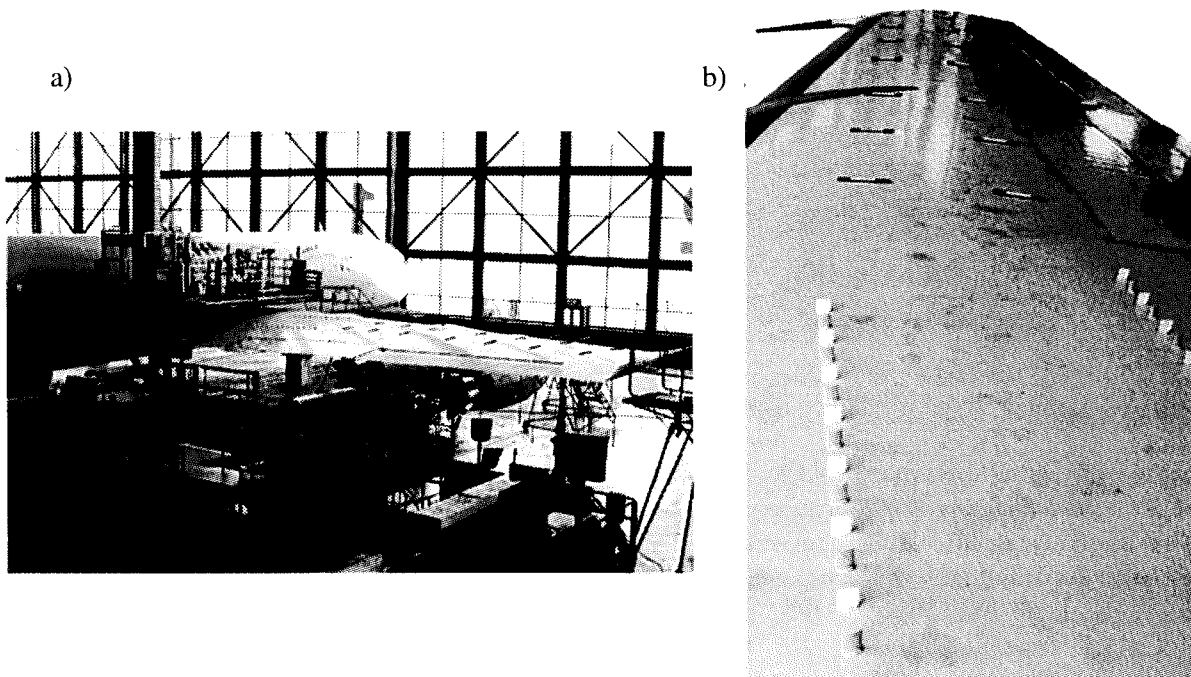


Bild a) Ausrichtung des Flugzeuges und b) Markerpositionen auf der Tragfläche

Literatur

- [1] M. Domeyer
Einsatz von Bildverarbeitungsmethoden zur optischen Deformationsmessung
DLR-Göttingen, FB 97-41, 1997
- [2] M. Domeyer
Entwicklung eines bildangepaßten Kantendetektors zur Erkennung feiner Bildstrukturen
DLR-Göttingen, FB 95-19, 1995

weiteres Vorgehen

Aufgrund der zuverlässig gewonnenen Ergebnisse läßt sich das hier vorgestellte System nach einer speziellen Eichung bereits in einem fliegendem Flugzeug einsetzen. Hierzu müßten die Kameras jedoch im Rumpf des Flugzeugs mit Blick auf den interessierenden Flügelbereich schwingungsarm an einer vorher zu vermessenden Referenzposition installiert werden. Als zukünftiger Schwerpunkt bei der Weiterentwicklung dieser Meßmethode könnte die Konstruktion einer durch Fuzzy Logik gesteuerten, schwingungsarmen Aufhängung betrachtet werden.

Datum

Februar 1998

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. C. Kähler
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
Thema	Experimentelle Untersuchungen zum Oblique-Umschlag

Ausgangssituation

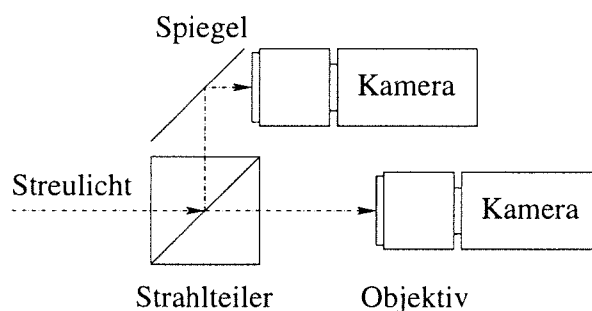
Im gegenwärtigen Entwicklungsstadium können mit der Particle Image Velocimetry alle drei Geschwindigkeitskomponenten in einer ausgezeichneten Ebene innerhalb der Strömung experimentell bestimmt werden. Die zeitliche Entwicklung von Geschwindigkeitsstrukturen hingegen, sowie orts aufgelöste Beschleunigungsfelder, sind aufgrund der geringen Aufnahme-frequenz kommerzieller CCD Kameras und der begrenzten Pulsfolgefrequenz eines Nd:YAG Lasers bislang einer Messung nicht zugänglich.

Ziel

Entwicklung und Erprobung eines Particle Image Velocimetry Systems zur orts aufgelösten Beschleunigungsmessung.

Lösungsweg

Die Geschwindigkeitsänderung des Fluides ließe sich in erster Näherung experimentell bestimmen, wenn es gelänge mindestens zwei konventionelle Geschwindigkeitsfelder in einem Zeitabstand von wenigen Mikrosekunden zu bestimmen. Hierfür sind mindestens drei Belichtungen erforderlich sofern die Informationen der einzelnen Belichtungen separat abgespeichert werden können.

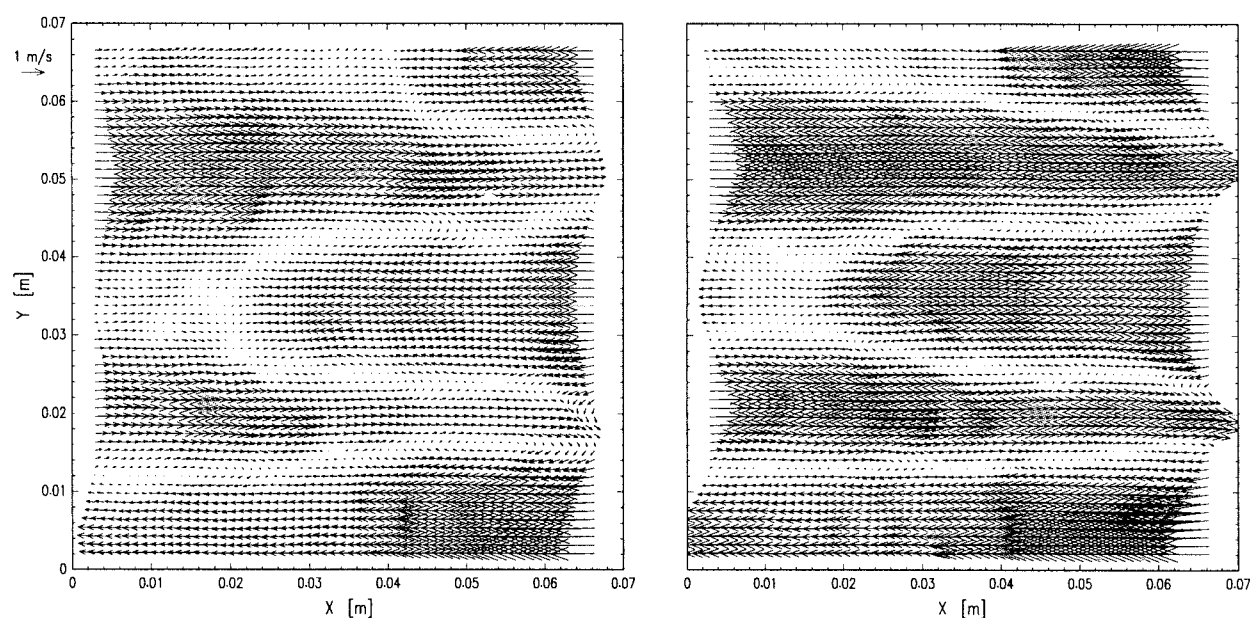


Für die experimentelle Realisierung wurde das Strömungsfeld nacheinander von vier unabhängig initialisierbaren Nd:YAG Lasern mit wechselnder Polarisationsrichtung beleuchtet und das von den Partikeln ausgehende Streulicht mit Hilfe eines Strahlteilers auf die vier

Frames der beiden zur Verfügung stehenden Progressiv Scan CCD Kameras verteilt. Die Auslesung der Videobilder erfolgte dabei nach den ersten beiden Belichtungen, um sicherzustellen, daß jedes Videobild nur einfach belichtet ist. Da bei dieser Anordnung das vertikal polarisierte Streulicht im Strahlteiler reflektiert wird (siehe obige Abbildung) wurde ein zusätzlicher Spiegel angebracht, damit die Bilder der beiden Kameras nicht spiegelverkehrt erscheinen.

Ergebnis

Mit dem beschriebenen Verfahren wurde im turbulenzarmen Windkanal der DLR Göttingen die Abhängigkeit des Oblique-Umschlages von der Amplitude der Störwellen experimentell untersucht. Die folgenden Abbildungen zeigen zwei unterschiedlich angeregte Geschwindigkeitsfelder, die phasenstarr bei einer Anströmgeschwindigkeit von 12 m/s gemessen wurden. Die Strömungsrichtung ist traditionell von links nach rechts. Damit die Strukturen im Geschwindigkeitsfeld deutlicher in Erscheinung treten wurde eine konstante Konvektionsgeschwindigkeit subtrahiert. Der Meßort befand sich bei diesen Experimenten 0.4 m hinter dem Störwellenerzeuger und 0.8 mm über der Platte. Deutlich zu erkennen sind die in Spannweitenrichtung (Y-Richtung) periodisch auftretenden Streaks.



Um Aussagen über charakteristische Strömungsstrukturen innerhalb der angeregten Blasius Grenzschicht zu ermitteln, z.B. mit statistischen Verfahren wie der Proper Orthogonal Decomposition, wurde neben der Amplitude auch die Phase der Störwelle variiert. Die umfangreiche Auswertung und Analyse der experimentellen Daten ist jedoch noch nicht abgeschlossen.

Weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung und Analyse der vorliegenden experimentellen Daten.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transition

Ansprechpartner: Prof. W. Rieß

Institution: Institut für Strömungsmaschinen
Universität Hannover

Adresse: Appelstr. 9, 30167 Hannover

Telefon: 0511/762-2731

Telefax: 0511/762-3997

e-mail: riess @ ifs.uni-hannover.de

weitere Partner:

Thema:

Diagnosis of Boundary Layer Transition on technically rough Turbine Blade
Profilis by the fractal Geometry Method

Ausgangssituation:

Meßtechnische Erfassung des Grenzschicht-Zustands auf technisch rauhen Profilen
im Gitterwindkanal mit Hilfe von Oberflächen-Heißfilmen wurde durchgeführt

Ziel:

Interpretationsmethodik für die Heißfilm-Signale

Lösungsweg:

Zur Untersuchung des Transitionsvorganges an der Oberfläche von Turbinenschaufelprofilen wird die Heiß- oder auch Dünnfilmeßtechnik eingesetzt. Die Korrelation zwischen der herrschenden Wandschubspannung und dem konvektiv abgegebenen Wärmestrom läßt Rückschlüsse auf den Schubspannungszustand zu. Bei der Beurteilung der Grenzschichtentwicklung an Profilen verschiedener Fertigungsgüten und den damit verbundenen unterschiedlichen Oberflächentopographien differieren die Signalverläufe der Dünnfilmsensoren nur äußerst geringfügig voneinander. Um hierbei noch feinste Grenzschichtunterschiede zuverlässig zu analysieren, wurden die Wechselspannungssignale der Dünnfilmsensoren mit der Methode der fraktalen Geometrie bewertet. Es zeigt sich, daß mit der fraktalen Analyse der Grenzschichtsignale eine zuverlässige Aussage über kleinste Grenzschichtunterschiede getroffen werden kann.

Ergebnis:

Die Beurteilung des Grenzschichtzustandes mit der Methode der fraktalen Geometrie erlaubt, selbst feinste Unterschiede im Umschlagverhalten der verschiedenen Fertigungsqualitäten zu erkennen. Während bei den gefrästen Profilen bereits ab etwa 60 % der axialen Profillänge ein Anstieg der lokalen spektralen Leistung zu beobachten war, setzte dieser Anstieg bei den polierten Schaufeln erst ab ca. 75% der axialen Profillänge ein. Ein Anstieg der lokalen spektralen Leistung bei nahezu konstant verlaufender fraktaler Dimension bedeutet eine Zunahme der Amplitude des Heißfilmsignales bei nahezu unveränderter Frequenz. Nachdem einzelne Turbulenzspots die wachsende Schwankungsbewegung in der Grenzschicht dokumentieren, kommt es in den betrachteten Bereichen zu einem Transitionsgebiet.

Literatur:

Christian Jetter, Analyse von Grenzschichten mit der Methode der fraktalen Geometrie. tm - Technisches Messen 64(1997) 9, Oldenburg Verlag

weiteres Vorgehen:

Die Gitterversuche werden weitergeführt.
Die Analysemethode soll auch auf diese Ergebnisse angewandt werden.

Datum: 27.02.98

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: DR. V. Strunck, Dr. H. Müller, Dir. und Prof. Dr. D. Dopheide

Institution: Physikalisch-Technische Bundesanstalt

Adresse: Fachlaboratorium für Strömungsmeßtechnik Tel. 0531-592-1311
Bundesallee 100, 38116 Braunschweig Fax. 0531-592-1305
email: volker.strunck@ptb.de

weitere Partner

Thema: Grenzschichtsonde mit trägerfrequenter Richtungserkennung

Ausgangssituation

Der entwickelte berührungslose Doppel-Referenzstreustrahl-Sensor erlaubt die Messung von kleinen Geschwindigkeitsprofilen mit hoher räumlicher Auflösung (Abbildung 1). Dabei ist keine Traversiereinrichtung notwendig, denn außer der Geschwindigkeit eines Streupartikels wird auch der Ort des Durchgangs durch das erweiterte Meßvolumen erfaßt. Die Anwendung des Sensors ist daher für die Grenzschichtprofilmessung in ebenen Strömungen von großer Bedeutung.

Richtungserkennung:

Eine Richtungserkennung für diesen Sensor mit trägerfrequenten Techniken ist redundant, da durch die Flugzeitmessung des Streuteilchenweges zwischen beiden Laserstrahlen die Richtung bereits erkannt wird, wenn nur eine Hälfte des Meßvolumens genutzt wird. Im Kreuzungspunkt beider Laserstrahlen ist jedoch die Geschwindigkeitsrichtung ungewiß, da hier die Flugzeit des Streuteilchens Null wird.

Extinktionssignale:

Nachteilig für die Messung ist bei diesem Sensor, daß nicht nur LDA-Signale erfaßt werden, sondern auch Extinktionssignale, die durch den Schattenwurf des Streuteilchens auf dem Empfänger erzeugt werden. Die Extinktionssignale können sowohl im Meßvolumen als auch in den Referenzstrahlen außerhalb des Meßvolumens entstehen. Da in der Grenzschicht Messungen in einem großen Geschwindigkeitsbereich notwendig sind, erscheinen die Extinktionssignale schneller Streuteilchen in dem Bereich von LDA-Signalen langsamer Streuteilchen. Da die Datenerfassung transiente Signale im Spektralbereich auswertet, müssen die Signale zwischengespeichert werden. Die Extinktionssignale erzeugen daher ständig Fehlerfassungen, die zwar nicht validiert werden, aber die Totzeit des Erfassungssystem vergrößern.

Ziel

Der optische Sensor soll dahingehend weiterentwickelt werden, daß zum einen die Richtungserkennung im gesamten Meßvolumen möglich ist, und zum anderen die Datenerfassung nicht mehr von Extinktionssignalen belastet wird.

Lösungsweg

In einem ersten Ansatz wurde eine Braggzelle in den Strahlengang eines Laserstrahls eingebaut. Ein Hochpassfilter im Empfangssignalweg unterdrückt die Extinktionssignale. Anschließendes Mischen der LDA-Signale mit der Trägerfrequenz (Braggfrequenz) in das Basisband erzeugt zwei Paare von LDA-Signalen, aus denen vorzeichenbehaftete Geschwindigkeiten und die Flugzeit und damit der Ort des Durchtritts des Streuteilchens durch das Meßvolumen berechnet wird.

Ergebnis

Während der Vorteil der Richtungserkennung bislang noch nicht genutzt wurde, hat sich die Unterdrückung der Extinktionssignale als sehr wirkungsvoll für die wandnahe Messung gezeigt. Da die Streuteilchensignale in der wandnahen Grenzschicht durch Extinktionssignale gestört werden, konnten mit dem Trägerfrequenz-Referenz-LDA mehr validierbare Signale aus diesem Bereich erhalten werden (siehe Abb. 2).

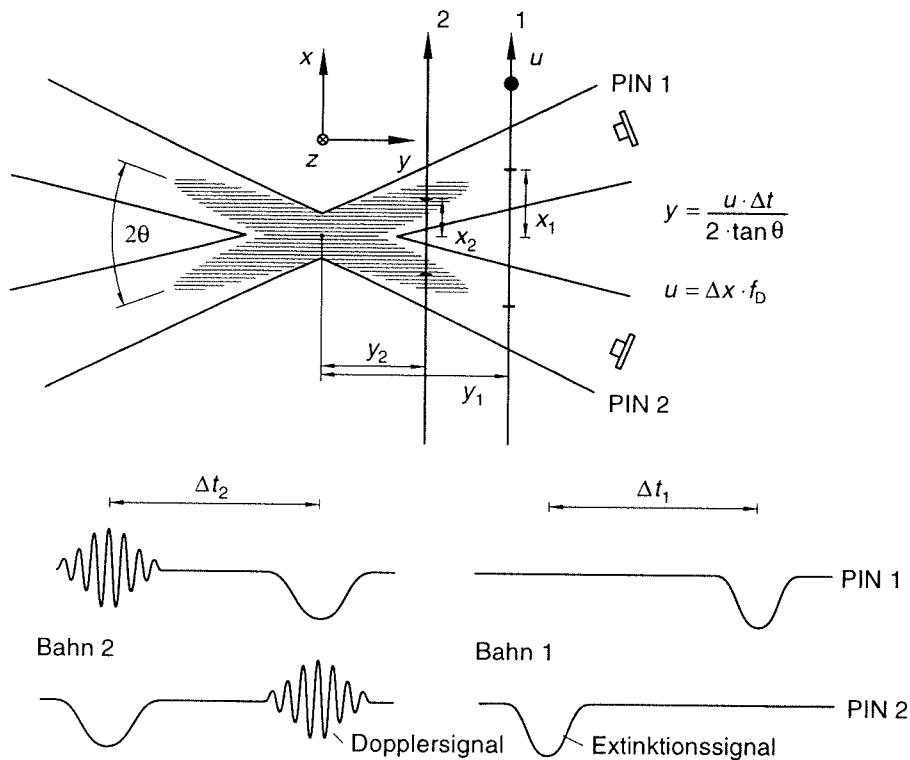


Abbildung 1: Aufbau des LDA-Sensors mit zwei symmetrisch angeordneten Referenzstrahl-LDAs. In jedem der Sendestrahlen befindet sich eine PIN-Diode. Die Meßsignale eines Teilchens in PIN1 und PIN2 sind zeitlich um Δt gegeneinander versetzt. Verläuft die Teilchenbahn innerhalb des Meßvolumens (Bahn 2), so läßt sich aus der Dopplerfrequenz f_D die Geschwindigkeit u und damit der Bahnabstand y berechnen. Neben dem eigentlichen Dopplersignal erzeugt jedes Teilchen auch ein Extinktionssignal (Schattenwurf).

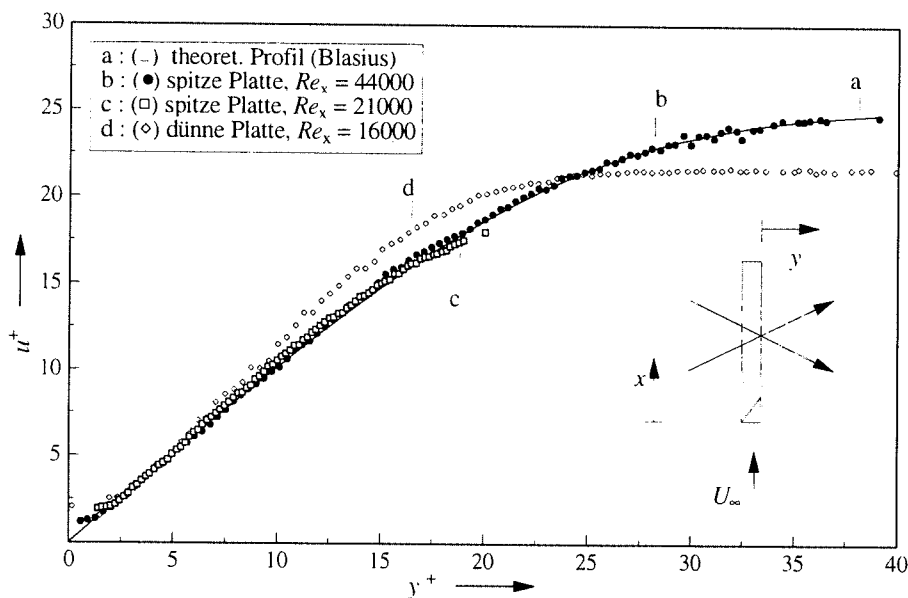


Abbildung 2: Messung einer Plattengrenzschicht im Windkanal bei einer Anströmgeschwindigkeit von $4,7 \text{ m/s}$. Die angespitzte Glasplatte hatte eine Dicke von 2 mm , die Reynoldszahl war $Re_x = 44000$. Die dünne Platte mit einer Dicke von $200 \mu\text{m}$ zeigte Vibrationen während der Messung. Die Verhältnis der kleinsten gemessenen Geschwindigkeit zur größten war $1:40$.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Meßtechnik

Ansprechpartner:
Dipl.-Ing. Peter Voigt

Institution:
DLR, Institut für Antriebstechnik

Adresse:
Linder Höhe
51 170 Köln

Telefon: 02203-601-4539

Telefax: 02203-64395

e-mail: VOIGT@DLR.DE

Weitere Partner:
MTU München, Abteilung TPAB, Dr.-Ing. Zarzalis, Dipl.-Ing. T. Ripplinger

Thema:
2D-Streulichverfahren zur Konzentrationsbestimmung in Mischungsströmungen

Ausgangssituation:

Eine wichtige Entwicklungstendenz bei modernen Flugtriebwerken ist die Schadstoffreduzierung. In diesem Zusammenhang wird seit einiger Zeit das Potential des sogenannten RQL-Prinzips untersucht. Grundlage des Verfahrens ist die Tatsache, daß der Schadstoffausstoß reduziert werden kann, wenn die Verbrennung auf einem niedrigen Temperaturniveau abläuft. Dazu ist es erforderlich, nicht stöchiometrisch zu verbrennen.

Um diese Art der Verbrennung zu realisieren, wird ein fettes Kraftstoffgemisch in der Primärzone eingedüst. Weiter stromab wird kraftstofffreie Luft über mehrere Lochreihen eingeblasen, womit versucht wird, auf möglichst kurzem Weg von einem fetten zu einem mageren Gemisch zu gelangen.

Ziel:

Das Ziel war es, ein Meßverfahren zur Verfügung zu stellen, mit dem der Mischungsvorgang effizient untersucht werden kann. Die zu messende Größe war die Massenstromkonzentration der beiden Teilmassenströme. Dabei sollten zunächst nur zeitlich gemittelte Werte bestimmt werden.

Lösungsweg:

Es gibt eine Reihe von Verfahren zur Bestimmung von Konzentrationsverteilungen. Dazu zählen vor allem Absaugesonden und Thermoelementversuche. Diese Verfahren haben den Nachteil, punktwise zu messen und damit zeitlich aufwendig zu sein. Abgesehen davon stören die Sonden die Strömung gerade in dem Bereich, der von größtem Interesse ist: dem Bereich hoher Gradienten. Aus diesem Grunde wurde ein flächenhaftes Lichtschnittverfahren entwickelt, das eine effiziente Untersuchung der Mischung erlaubt. Es beruht auf der Streuung von Licht an kleinen Partikeln, die der Strömung zugefügt werden müssen. Die Störgrößen wurden ermittelt (siehe dazu Voigt [1]) und wenn möglich experimentell unterdrückt. Die Auswertung erfolgt mittels digitaler Bildverarbeitung. Es ist ebenfalls möglich, zeitlich aufgelöste Mischungsuntersuchungen durchzuführen.

AG STAB

Maucher 113
Menter 82, 177, 211, 223
Mertens 54
Müller, C. 217
Müller, H. 232
Müller, J. 78
Mümmeler 157

Nastase 94
Nebel 48
Nies 108, 115
Nikolitsch 96
Nitsche 62, 106, 225

Olivier 159
Orlowski 80, 128

Peiter 70
Pickenäcker 219
Pöthke 186

Radespiel 146
Raszillier 206, 217
Reckzeh 55
Reiners 57
Reisch 134
Riedel 117
Rieß 231
Rist 104, 113
Rodi 98
Rohardt 119
Rose 188
Rosemann 36
Rosenboom 148
Rotta 181
Rung 190

Sarma 150, 152, 154
Schenck 192, 194
Schewe 66
Schnieder 156
Scholz 165
Schrauf 120
Schreiber 215
Seitz 122
Send 58
Seubert 60, 221
Stanewsky 36
Staudacher 157
Stern 40

Störkmann 159
Stolte 196
Strohmeyer 60
Strunck 232

Theofilis 198, 200
Thiele 190
Tinapp 62
Triesch 161
Trinks 163
Türk 64

Unger 223

Voigt 234
Volkholz 175

Wagner, S. 84, 88, 104, 113, 125
Wagner, C. 202
Wassermann 123
Wendt 66, 140
Wiegel 204
Wilde 186
Wollenhaupt 165
Würz 88, 125

